

VŠB – Technická univerzita Ostrava  
Fakulta strojní  
Institut dopravy

Konstrukce draku bezpilotního prostředku pro měření  
parametrů přízemní vrstvy atmosféry

Design of UAV Airframe Structure for Measuring  
Parameters of the Atmosphere Ground Layer

Student:

Kristýna Lešenarová

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Lubor Sobek, Ph.D.

Ostrava 2014

## Zadání bakalářské práce

Student: **Kristýna Lešenarová**

Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy

Studijní obor: 3708R036 Technologie letecké dopravy

Téma: **Konstrukce draku bezpilotního prostředku pro měření parametrů  
přízemní vrstvy atmosféry**  
**Design of UAV Airframe Structure for Measuring Parameters of the  
Atmosphere Ground Layer**

### Zásady pro vypracování:

1. Analyzovat situaci v oblasti bezpilotních prostředků.
2. Provést aerodynamický výpočet modelu bezpilotního prostředku.
3. Provést statický výpočet modelu bezpilotního prostředku.
4. Provést zhodnocení nákladů a použitelnosti bezpilotního prostředku.
5. Navrhnout konstrukci draku bezpilotního prostředku.

### Seznam doporučené odborné literatury:

Lněnička, J.: O modelech letadel 1. část. Hradec Králové: Aeromodel, 2004  
Lněnička, J.: O modelech letadel 2. část. Hradec Králové: Aeromodel, 2005  
Dráždil, M.: K článku o plošném zatížení křídla. RC revue. 2011, č.6, str.64-65  
[http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil\\_kridla.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil_kridla.aspx)  
<http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php> [online] [cit. 19. října 2013]

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Lubor Sobek, Ph.D.**

Datum zadání: 17.02.2014

Datum odevzdání: 19.05.2014



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.  
vedoucí katedry

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.  
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracovala samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedla jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě .....

.....

podpis studenta

Prohlašuji, že:

- jsem byla seznámena s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- беру на ве́домі́, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- беру на ве́домі́, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě : .....

.....

podpis

Jméno a příjmení autora práce: Kristýna Lešenarová

Adresa trvalého pobytu autora práce: Kralice na Hané, Vítova 430

### **Anotace bakalářské práce:**

Lešenarová, K. *Konstrukce draku bezpilotního prostředku pro měření parametrů přízemní vrstvy atmosféry*. Bakalářská práce. Ostrava: Institut dopravy. Fakulta strojní. VŠB – Technická univerzita Ostrava. 2014. 64 stran

Vedoucí práce Ing. Lubor Sobek, Ph.D.

Bakalářská práce se zabývá návrhem bezpilotního prostředku pro měření kvality ovzduší přízemní vrstvy atmosféry. V úvodu práce je popsán doplněk X, část předpisu související s provozem bezpilotních prostředků a je zde popsán vojenský bezpilotní systém Sojka III, z jejíž koncepce se vychází. V práci se dále můžete dočíst, jaký materiál byl využit na konstrukci a jaká konstrukce byla zvolena. Také se v práci zmiňujeme, k jakému provozu bude model určen. V práci je podrobně rozebrán aerodynamický a statický výpočet křídla modelu. Jsou zde také zmíněny programy, které byly k návrhu použity. V práci jsou obsaženy i přílohy související s návrhem modelu.

### **Annotation of bachelor thesis:**

Lešenarová, K. *Design of UAV Airframe Structure for Measuring Parameters of the Atmosphere Ground Layer*. Bachelor thesis. Ostrava: Institute of transport, Faculty of Mechanical Engineering, VŠB – Technical University of Ostrava. 2014. 64 pages.

Head of the thesis Ing. Lubor Sobek, Ph.D.

This bachelor thesis deals with design of UAV for measuring of the atmosphere ground layer. In a preface is described a supplement X, the part of a legislation connected with UAV. An army UAS Sojka III, the concept that the thesis is based on, is described at the preface. Hereafter, the thesis mentions a material used for a construction, a type of the construction and the use of UAV. Aerodynamics and statics calculations of a wing are described in detail. In the thesis is also mentioned designing and computational software used. Last but not least the thesis contains annexes connected with the design of the UAV.

# Obsah

0	Cíl práce.....	8
1	Seznam použitých zkratk a symbolů .....	9
2	Úvod .....	13
2.1	UAS.....	13
3	Aerodynamický výpočet.....	15
3.1	Určení provozu a využití modelu .....	15
3.2	Návrh koncepce modelu.....	15
3.3	Rozměry, hmotnosti .....	19
3.3.1	Volba profilu.....	19
3.3.2	Hmotnostní odhad.....	20
3.4	Matematický návrh modelu.....	21
3.4.1	Polára, vztlková čára a čára odporu profilu .....	21
3.4.2	Polára, vztlková čára a čára odporu křídla .....	23
3.4.3	Polára modelu .....	26
3.4.4	Rychlostní polára .....	27
3.4.5	Výkon motoru potřebný pro vodorovný let .....	28
3.4.6	Výkon motoru potřebný pro stoupání .....	29
3.5	Stabilita modelu .....	30
4	Statický výpočet modelu .....	39
4.1	Stanovení násobků, jistoty .....	39
4.2	Násobek na mezi pevnosti.....	41
4.3	Průběh posouvající síly po rozpětí .....	41
4.4	Rozložení zatížení křídla po hloubce – kroutící moment.....	44
4.5	Zatížení v rovině křídla .....	48
4.6	Pevnostní výpočet nosníků křídla na ohyb.....	49

4.7	Pevnostní výpočet spojky křídla .....	51
4.8	Kontrola nosníku .....	52
4.9	Kontrola křídla na krut .....	53
5	Náklady.....	56
6	Zálet.....	57
7	Závěr.....	58
7.1	Zhodnocení cílů.....	58
8	Seznam použité literatury .....	59
9	Seznam příloh.....	60
	Příloha A – Grafický návrh modelu .....	61
	Příloha B – Výroba křídla .....	62
	Příloha C – Foto modelu .....	64

## 0 Cíl práce

Cílem této bakalářské práce je návrh a konstrukce modelu letadla. Celý projekt je pojat tak, aby každý amatérský modelář mohl podle stejného postupu vytvořit svůj vlastní létající model, a to pokud možno, za co nejnížší cenu. Veškeré programy, použité na návrh a konstrukci modelu, jsou volně a legálně stažitelné na internetu, nebo by cena programů měla být co nejpříznivější.

Předpokládaná užitečná zátěž by měla být 2 kilogramy. Tento náklad by měl být co nejméně ovlivněn vibracemi. Vytrvalost letu modelu by měla být 30 minut.

Součástí této práce bude i zkušební let a ověření využitelnosti toho modelu.



# 1 Seznam použitých zkratek a symbolů

## Seznam použitých značek:

<b>Značka:</b>	<b>Jednotka:</b>	<b>Význam:</b>
a	-	sklon křivky vztlaku křídla
A	$N \cdot m^2$	součin konstantních hodnot ze vztahu pro výpočet Mtz
AS	mm	poloha aerodynamického středu
AS <sub>VOP</sub>	mm	vzdálenost aerodynamického středu VOP
A <sub>VOP</sub>	-	mohutnost ocasních ploch
b	mm	šířka nosníku
b <sub>4</sub>	mm	šířka nosníku v úseku 4
b <sub>8</sub>	mm	šířka nosníku v úseku 8
b <sub>spoj</sub>	mm	tloušťka nosníku ve spoji křídla
b <sub>spojka</sub>	mm	šířka spojky křídla
c	mm	hloubka křídla
c <sub>D</sub>	-	součinitel odporu
c <sub>D</sub>	-	součinitel odporu
c <sub>D0</sub>	-	součinitel momentu při nulovém vztlaku
c <sub>Di</sub>	-	součinitel indukovaného odporu
c <sub>Dk</sub>	-	součinitel odporu křídla
c' <sub>Dx</sub>	-	součinitel odporu části modelu
c <sub>L</sub>	-	součinitel vztlaku
c <sub>m</sub>	-	součinitel momentu
c <sub>m0</sub>	-	součinitel momentu křídla
c <sub>sat</sub>	mm	střední aerodynamická tětíva
c <sub>T</sub>	mm	poloha těžiště na kořenové tětívě křídla
C <sub>tr</sub>	mm	šířka trupu
c <sub>VOP</sub>	-	hloubka VOP
e	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tah
e <sub>1</sub>	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tlak
e <sub>14</sub>	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tlak v úseku 4
e <sub>18</sub>	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tlak v úseku 8
e <sub>4</sub>	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tah v úseku 4
e <sub>8</sub>	mm	vzdálenost polohy těžiště nosníku od pásnice zatížené na tah v úseku 8
G	N	tíha modelu
g	$m \cdot s^{-2}$	zrychlení zemské
G <sub>balza</sub>	MPa	modul pružnosti balzy ve smyku

<b>Značka:</b>	<b>Jednotka:</b>	<b>Význam:</b>
$G_{kř}$	N	tíha křídla
$G_{poč}$	N	početní tíha modelu
H	mm	výška nosníku
h	mm	výška spojk křídla
$H_{spojka}$	mm	délka spojky křídla
I	$m^4$	moment tuhosti v kroucení
$I_x$	$m^4$	moment setrvačnosti k ose x
$I_{x4}$	$m^4$	moment setrvačnosti k ose x v úseku 4
$I_{x8}$	$m^4$	moment setrvačnosti k ose x v úseku 8
$I_{xspoj}$	$m^4$	moment setrvačnosti k ose x ve spoji křídla
j	-	jistota
$\varphi$	°	úhel zkroucení
K	-	klouzavost
$k_{tr}$	-	mohutnost trupu
l	mm	rozpětí křídla
$l'$	mm	vzdálenost mezi trupovými nosníky a koncovým žebrem
$l_{tr}$	mm	délka trupu
$l_{VOP}$	mm	vzdálenost aerodynamických středů
m	kg	hmotnost modelu
$M_4$	mm	ohybový moment v úseku 4
$M_8$	mm	ohybový moment v úseku 8
$m_{kř}$	kg	hmotnost křídla
$M_o$	N·m	ohybový moment
$M_{ospoj}$	N·m	ohybový moment ve spoji křídla
$M_{ostřední}$	N·m	nejvyšší ohybový moment
$M_{spojka}$	N·m	ohybový moment spojky křídla
$M_{tz}$	N·m	kroučící moment křídla
$M_x$	N·m	ohybový moment v rovině křídla na mezi pevnosti
$m_z$	-	součinitel klopivého momentu křídla
n	-	provozní násobek
$n_b$	-	násobek na mezi pevnosti
$n_h$	-	násobek zatížení v rovině křídla
$n_{hb}$	-	násobek na mezi pevnosti pro zatížení v rovině křídla
$N_p$	W	výkon motoru (vodorovný let)
$N_s$	W	výkon motoru (stoupání)
o	mm	obvod řezu torzní skříň
P	mm	předpokládaná poloha těžiště vůči SAT
p	mm	vzdálenost těžiště od přední části trupu
$P_{půl}$	N	zatížení poloviny křídla
q	$N \cdot m^{-1}$	zatížení po rozpětí

<b>Značka:</b>	<b>Jednotka:</b>	<b>Význam:</b>
$Q_x$	N	nárazová síla
R	%	těžištní rezerva
$Re$	-	Reynoldsovo číslo
S	$m^2$	nosná plocha křídla
$\sigma_{AW2030}$	MPa	napětí duralu
$\sigma_{dolní}$	MPa	napětí vznikající na pásnici zatížené tahem
$\sigma_{dolní4}$	MPa	napětí na pásnici zatížené tahem v úseku 4
$\sigma_{dolní8}$	MPa	napětí na pásnici zatížené tahem v úseku 8
$\sigma_{horní}$	MPa	napětí vznikající na pásnici zatížené tlakem
$\sigma_{horní4}$	MPa	napětí na pásnici zatížené tlakem v úseku 4
$\sigma_{horní8}$	MPa	napětí na pásnici zatížené tlakem v úseku 8
$S_{řez}$	$m^2$	plocha řezu torzní skříní
$\sigma_{spojd}$	MPa	napětí v pásnici zatížené tlakem ve spoji křídla
$\sigma_{spojh}$	MPa	napětí v pásnici zatížené tahem ve spoji křídla
$S_{tr}$	$mm^2$	vztažná plocha trupu
$S_{VOP}$	$mm^2$	plocha VOP
$S_x$	$mm^2$	čelní plocha částí modelu
T	N	posouvající síla
t	mm	výška pásnice zatížené na tah
$\tau$	MPa	smykové napětí torzní skříně
$t_1$	mm	výška pásnice zatížené na tlak
$t_{14}$	mm	výška pásnice zatížené na tlak v úseku 4
$t_{18}$	mm	výška pásnice zatížené na tlak v úseku 8
$t_4$	mm	výška pásnice zatížené na tah v úseku 4
$t_8$	mm	výška pásnice zatížené na tah v úseku 8
v	$m \cdot s^{-1}$	rychlost letu
$V_{max}$	$m \cdot s^{-1}$	maximální dovolená rychlost letu
$V_{mezní}$	$m \cdot s^{-1}$	mezní rychlost letu
$V_y$	$m \cdot s^{-1}$	klesavost
$W_{spojka}$	$m^3$	modul průřezu
$W_y$	$m \cdot s^{-1}$	rychlost stoupání
$x_{AS}$	mm	zdálenost aerodynamického středu od náběžné hrany křídla
$x_{EO}$	mm	vzdálenost elastické osy od zadní části torzní skříně
$X_{NB}$	%	výsledná poloha neutrálního bodu
$X_T$	-	poloha těžiště
$x_{tr}$	%	posun NB v % SAT v závislosti na trupu
$x_{VOP}$	%	posun neutrálního bodu v závislosti na VOP
y	mm	vertikální poloha těžiště
Y	N	zatížení křídla

<b>Značka:</b>	<b>Jednotka:</b>	<b>Význam:</b>
$Z_A$	mm	vzdálenost SAT od středu trupu
$\alpha_e$	°	efektivní úhel náběhu
$\alpha_i$	°	indukovaný úhel náběhu
$\alpha_k$	°	úhel náběhu křídla
$\Delta\varphi$	°	úhel zkroucení křídla v jednotlivých úsecích křídla
$\Delta l$	mm	délka úseku křídla
$\Delta M_{tz}$	N·m	kroutící moment na jednotlivých úsecích křídla
$\Delta S$	m <sup>2</sup>	plocha jednotlivých úseků křídla
$\eta$	-	účinnost vrtule
$\lambda$	-	štíhlost křídla
$\lambda_{tr}$	-	štíhlost trupu
$\rho$	kg·m <sup>-3</sup>	hustota vzduchu

### **Seznam použitých zkratek:**

<b>Zkratka:</b>	<b>Význam:</b>
SAT	střední aerodynamická tětíva
VOP	vodorovné ocasní plochy
NB	neutrální bod
AS	aerodynamický střed

## 2 Úvod

Podle předpisu L2, doplňku X [1] rozdělujeme bezpilotní systémy podle způsobu řízení, váhy a využití UAV následovně.

Bezpilotní letadlo (UA) je provozováno bez pilota na palubě. V České republice patří mezi UA všechna bezpilotní letadla. Do této skupiny nepatří pouze modely letadel s hmotností nižší jak 20 kg.

Pod bezpilotní letadla spadají autonomní letadla. Ty nejsou nijak ovlivnitelné zásahy pilota. V budoucnu by se autonomní letadla mohla pohybovat za pomoci protokolu, jímž si budou navzájem vyměňovat informace a v případě srážky budou schopné změnit trasu letu.

Bezpilotní systém (UAS) je soubor bezpilotního letadla, řídicí stanice a dalších prvků nezbytných k umožnění letu (zařízení pro vypuštění a návrat, komunikační zařízení).

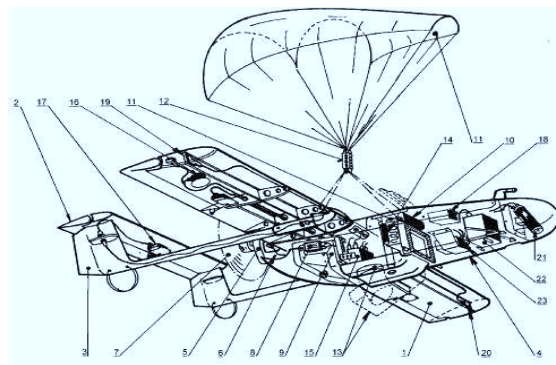
Model letadla je letadlo určeno k rekreačním, sportovním či soutěžním účelům. Nesmí být schopny nést na palubě člověka a nejsou vybaveny žádným zařízením umožňujícím autonomní let. Model letadla je po celou dobu řízen za pomoci vysílače za stálé viditelnosti modelu.

### 2.1 UAS

Při úvahách o koncepci navrhovaného modelu jsme vycházeli z již existující koncepce UAS Sojka III. Hlavním úkolem Sojky je vzdušný průzkum, prováděný v reálném čase. Systém Sojka III. se skládá z bezpilotního létajícího prostředku, pozemního řídicího stanoviště, raketového startovacího zařízení, přepravního kontejneru a ohledávacího vozidla. Pro naše účely si popíšeme pouze základní technické parametry bezpilotního létajícího prostředku.[2]

Popis:

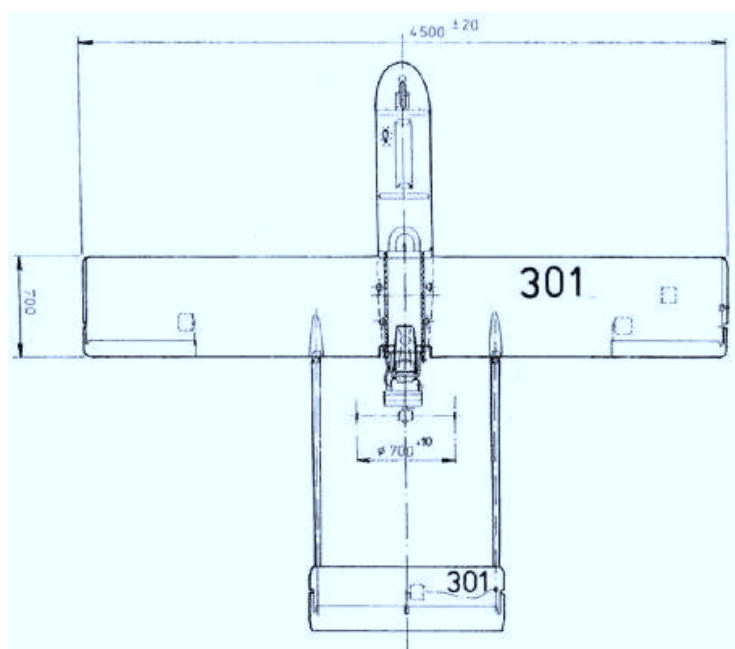
- 1 – křídlo, 2 – VOP, 3 – SOP,
- 4 – trup, 5 – pohonná jednotka,
- 6 – alternátor ss proudu,
- 7 – vrtule, 8 – zapalování,
- 9 – palivová nádrž,
- 10 – kontejner s padákem,
- 11 – padák, 12 – ovladač padáku,
- 13 – tlumič rázu,
- 14 – výtažná raketa padáku,



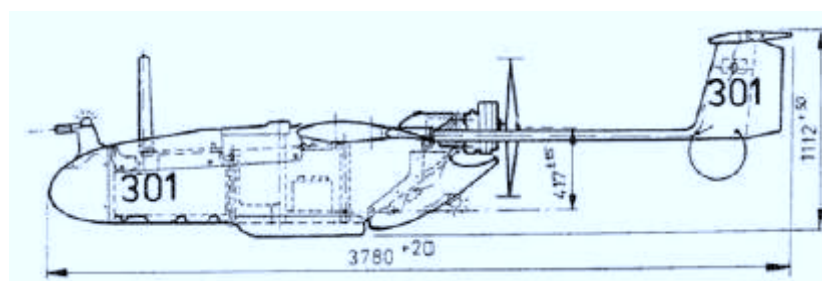
Obrázek 2.1: Sojka III. [2]

- 15 – palubní počítač-autopilot,
- 16 – magnetometr,
- 17 – servomotor,
- 18 – palubní vysílač a přijímač,
- 19 – anténa přijímače,
- 20 – anténa vysílače,
- 21 – maticová TV kamera,
- 22 – videomagnetofon.

Sojka je hornoplošník vyrobený ze skelného laminátu a uhlíkových kompozitních materiálů. V trupu jsou umístěny veškeré systémy. Přistávací ližina slouží jako tlumič rázu. Pro řízení slouží výškovka a křídélka. V trupu jsou umístěny body pro ukotvení ke startovacímu vozíku. [2]



Obrázek 2.2: Půdorys - Sojka III. [2]



Obrázek 2.3: Bokorys - Sojka III. [2]

### 3 Aerodynamický výpočet

Aerodynamika je nauka o pohybu vzduchu. Tato nauka se zabývá tělesy umístěnými v proudu vzduchu, popřípadě tělesy pohybujícími se v klidném prostředí. Při subsonických rychlostech těles považujeme vzduch za dokonalý plyn. Dokonalý plyn je nestlačitelný a bez tření. Při různých změnách, jako je například změna rychlosti proudu, tvaru nebo povrchu tělesa a tlaku vzduchu, se určují pravidla, na nichž změna závisí.

Při aerodynamickém výpočtu se budeme zabývat aerodynamickými vlastnostmi profilu křídla, samotného křídla a modelu. Pro volbu a hodnocení profilu bude použit program Profili 2.

Program Profili 2 nahrazuje aerodynamický tunel. Pomocí něj získáme poláry profilů, průběhy součinitele vztlaku, odporu a klopivého momentu, které můžeme navzájem porovnat a na jejich základě provést aerodynamický výpočet modelu. Veškeré získané grafy a navrhnuté profily je možné exportovat do HTML a \*dfx.

#### 3.1 Určení provozu a využití modelu

Model se bude využívat pro měření kvality ovzduší. Tato měření se budou provádět v zimních měsících, za zhoršené viditelnosti a vyšší vzdušné vlhkosti.

Vytrvalost letu modelu by měla být 30 minut letu. Z tohoto důvodu bude zvolen spalovací motor místo elektromotoru. Výstup modelu bude do 500 m nad úroveň země.

Model by měl být schopný unést 2 kg užitečné zátěže. Trup bude obsahovat veškeré řídicí systémy, snímače a kameru. K tomuto nákladu musí být snadný přístup a zároveň by měl být co nejvíce chráněn při nárazech. Také musí být vyřešen přívod vzduchu ke snímači prachu a oxidu uhličitého.

Dalším požadavkem je dosáhnout co nejvyšší stability letounu. Proto bude třeba zvolit vhodnou kombinaci profilu a velikosti trupu a mohutnosti ocasních ploch.

Při následném návrhu musíme uvažovat tyto skutečnosti a zároveň je zkombinovat s možnou výrobní technologií.

#### 3.2 Návrh koncepce modelu

Model je založený na podobné koncepci, jako je například RQ – 7 Shadow 200, Sojka a UQAB. Tyto UAS, a stejně tak i tento model, jsou hornoplošníky se dvěma

ocasními nosníky. Toto uspořádání bylo zvoleno kvůli nutnosti použití tlačného motoru. Výfukové plyny nebudou ovlivňovat snímače, jak by tomu bylo u tažného uspořádání motoru. Na model bude použita fólie Oracover.

Trup je složený z trupové gondoly a dvou laminátových ocasních nosníků o délce 1 m. Trupová gondola je vyrobena z kombinace topolové překližky a letecké překližky z břízy potažené fólií. V této části trupu jsou umístěny veškeré snímače, baterie Li-Pol pro napájení snímačů, kamery, letové části elektroinstalace, antén a světel. Rozměry trupové gondoly jsou 0,7x0,2x0,2 m. Trupovou gondolu rozdělujeme podle využití prostoru na tři části, a to na nosní část, střední část a zadní část.

Nosní část je tvořena sklolaminátovým aerodynamickým krytem a přední trupovou přepážkou. V této části trupu je umístěna přední podvozková noha a servomotor pro její ovládání, snímače prachu, CO<sub>2</sub> a teploty. Podvozková noha a zástavba pro snímače je připevněna k trupové přepážce oddělující nosní část a střední část trupu. Tato přepážka je vytvořena z topolové překližky, zpevněné leteckou překližkou v místech připojení podvozkové nohy. Letecká překližka bude přenášet zatížení působící na podvozkovou nohu při přistání dál do konstrukce.

Základ přední podvozkové nohy tvoří dvě pružiny navinuté z pružinového drátu o průměru 4 milimetry, zakončené ocelovými třemeny, které jsou spojeny osou předního podvozkového kola a dvěma spojovacími ocelovými čtyřhrany. Tyto čtyřhrany zároveň drží osu, okolo které se přední podvozková noha otáčí ve dvou silonových ložiscích. Pomocí nich je celá konstrukce přišroubovaná k trupové přepážce.

Zástavba pro snímače je vyrobena z topolové překližky. Je to krabice o rozměrech 1x2 cm. Uvnitř krabice bude zabudován snímač CO<sub>2</sub>. Ve víku je otvor o průměru rovnajícímu se průměru vstupního otvoru prachového snímače. Vzduch z krabice bude odváděn kruhovým otvorem v boční stěně o dvojnásobném průměru. Na víku bude umístěn snímač prachu.

Střední část trupu je tvořena topolovou překližkou. Vnitřní prostor je rozdělen na horní a spodní část. Horní část bude sloužit k uchycení baterií, autopilota, servomotorů a řídicích systémů. Spodní část bude sloužit k uchycení základní desky pro ovládání světel, telemetrie a antén pro přenos kamerového záznamu a záznamu ze snímačů.



V zadní části trupu je umístěna palivová nádrž o objemu 0,75 litru, uchycení křídla, podvozku a motorová přepážka. Tato část je zpevněná leteckou překližkou.

Tvar křídla je obdélníkový. Křídlo není geometricky ani aerodynamicky krouceno. Rozpětí křídel  $l$  jsme si zvolili 3 m. Je to průmět délky křídla do vodorovné roviny. Průmět tětiny místního profilu do vodorovné roviny se nazývá hloubka profilu  $c$ . Vzdálenost odtokové hrany od náběžné ve směru obtékajícího proudu  $c$  je 380 mm. Nosná plocha křídla  $S$  je průmětem plochy do vodorovné roviny. Vypočítáme ji podle vzorce:

$$S = c \cdot l \quad (3.1)$$

$$S = 1.14 \text{ m}^2$$

Štíhlost křídla  $\lambda$  určíme ze vzorce:

$$\lambda = \frac{l}{c} \quad (3.2)$$

$$\lambda = 7.895$$

Tětiva procházející těžištěm půdorysu jedné z polovin nosné plochy křídla se nazývá střední aerodynamická tětiva. Střední aerodynamická tětiva se určí ze vztahu:

$$c_{SAT} = \frac{S}{l} \cdot 1,03 \quad (3.3)$$

$$c_{SAT} = 391 \text{ mm}$$

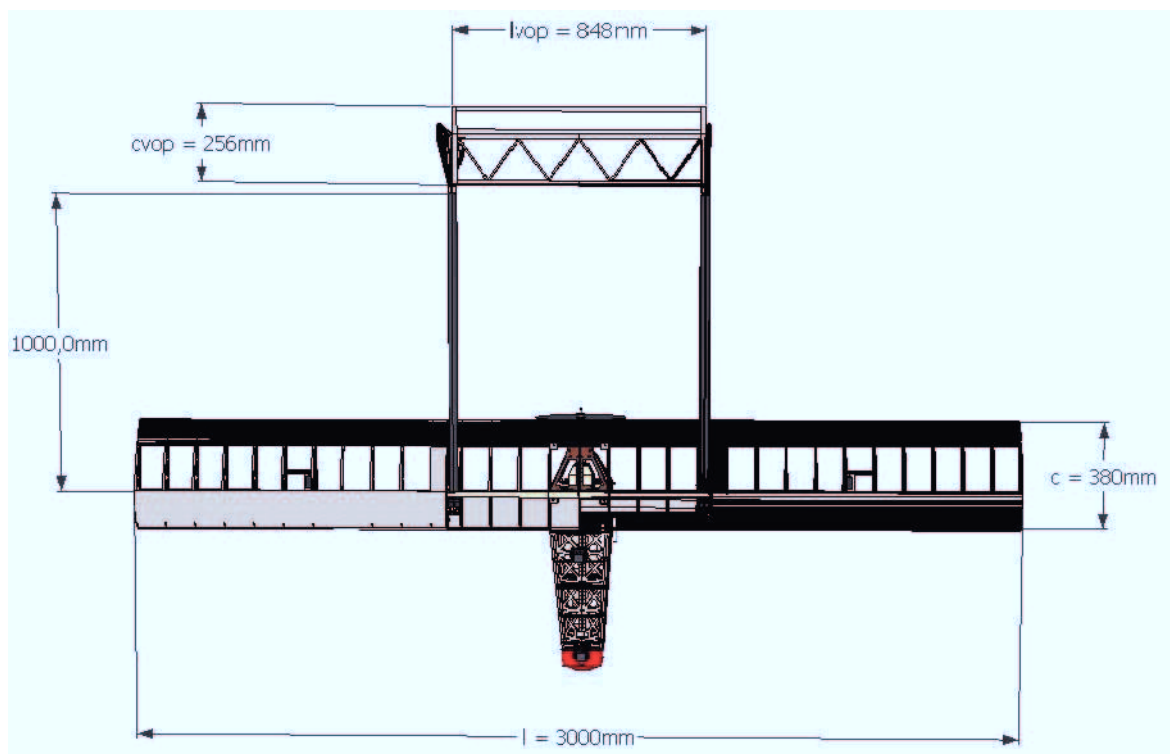
Křídlo je dělené na střední část nesoucí trupové nosníky a trupovou gondolu a dvě ušní části. Jednotlivé části jsou spojeny pomocí duralových spojek obdélníkového průřezu.

Plocha křidélek se volí podle rychlosti modelu. Velikost křidélek se s rychlostí zmenšuje. Pro tento model byla zvolena křidélka o délce 800 mm a hloubce 65 mm. Plocha křidélek je pak  $52\,000 \text{ mm}^2$ .

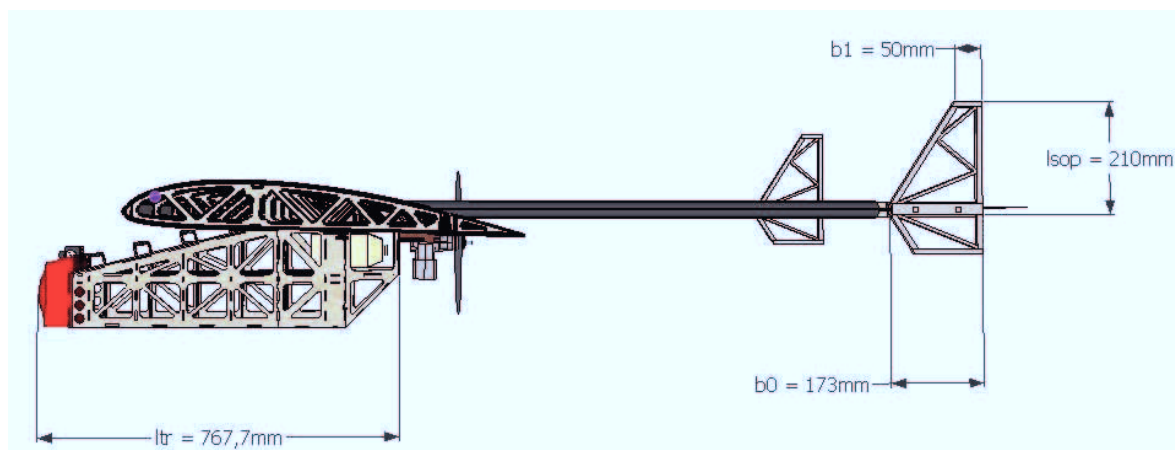
Ocasní plochy jsou složeny z jedné VOP a dvou SOP. Zdvojení SOP vychází z použité dvoutrupé koncepce. Mohutnost ocasních ploch se volí podle ramene osy jejich kormidel od těžiště letounu. Čím je vzdálenost osy a rychlost letu větší, tím menší jsou ocasní plochy. Se zvyšováním mohutnosti ocasních ploch se zvyšuje stabilita modelu, ale roste aerodynamický odpor. Plocha vodorovných ocasních ploch je  $150\,800 \text{ mm}^2$ , přičemž plocha výškového kormidla je  $52\,200 \text{ mm}^2$ . Plocha svislých ocasních ploch je  $81\,900 \text{ mm}^2$ .

Plocha směrového kormidla je  $38\,400\text{ mm}^2$ . Vzdálenost osy od kormidel od těžiště je  $1\,202,8\text{ mm}$ .

Na obrázcích 3.1 a 3.2 můžete vidět půdorys a bokorys daného modelu.



Obrázek 3.1: Půdorys modelu



Obrázek 3.2: Bokorys modelu

### 3.3 Rozměry, hmotnosti

#### 3.3.1 Volba profilu

Jak bylo zmíněno výše, profil je volen tak, aby model byl co nejstabilnější a nepřecházel příliš rychle do pádu. Dle učebnice Aerodynamický výpočet letadel I., F. Sekanina, Praha 1944 má profil vyhovovat těmto podmínkám:

- „Co největší hodnotu součinitele vztlaku.
- Plochý vrchol poláry, aby letoun nepadal příliš snadno do vývrtky.
- Malý součinitel profilového odporu  $c_{D0}$ .
- Malý posuv působíště vztlaku při změně úhlu náběhu.
- Jednoznačnost obtékání při všech úhlech náběhu.
- Dostatečná tloušťka pro potřebnou stavební výšku podélníků, aby křídlo mělo požadovanou pevnost a tuhost.
- Poměr  $c_{Lmax}:c_{Dmax}$  určuje rozsah rychlostí a má být co největší; u letounu je tímto poměrem dán největší vodorovné rychlosti k rychlosti nejmenší.“

Největší klouzavost při letu pod nejmenším úhlem klouzání  $\gamma$  je dán poměrem:

$$(\tan \gamma)_{\min} = \frac{D}{L} = \left(\frac{c_D}{c_L}\right)_{\min} = \left(\frac{1}{K}\right)_{\min} \quad (3.4)$$

$$\gamma = 5^\circ 42' \quad (3.5)$$

Klouzavost modelu je:

$$K := \frac{c_L}{c_D} \quad (3.6)$$

$$K = \begin{bmatrix} 3.915 \\ 7.447 \\ 9.313 \\ 10.023 \\ 9.814 \\ 9.415 \\ 7.87 \end{bmatrix}$$

Jako vhodný profil byl zvolen osvědčený profil Clark Y. Jeho vlastnosti jsme zkoumali v programu Profili 2. Tento profil je také výhodný z hlediska konstrukčního. Přetlaková část je totiž rovná.

### 3.3.2 Hmotnostní odhad

Hmotnostní odhad je proveden na základě hmotností částí již vyrobených modelů. Části musí být vyrobené stejnou technologií a jsou přepočítány na rozměry mušky. Muška se skládá z koncepce modelu a velikosti jednotlivých ploch. Pro určení mušky je třeba znát i geometrii křídla, určit profiláž a ocasní plochy i s rameny, na kterých leží.

Hmotnostní odhad je tedy:

- Trup: 1500g
- Křídlo: 1600g
- Ocasní plochy: 300g
- Podvozek: 450g
- Motor: 800g
- Baterie, servomotory, přijímač 600g

Odhad prázdné hmotnosti je tedy 5250 g. To odpovídá plošnému zatížení  $46\text{g}\cdot\text{dm}^{-2}$ . Pokud je použitelné plošné zatížení pro modely této velikosti  $80\text{ g}\cdot\text{dm}^{-2}$ , což odpovídá maximální vzletové hmotnosti  $m = 8\text{ kg}$  a tedy asi 2,75 kilogramům užitečného zatížení.

Plošné zatížení vypočítáme ze vzorce:

$$F_{PZ} = \frac{m}{S} \quad (3.7)$$

Kde:

$m$  hmotnost modelu

$S$  plocha křídla

Rozpětí křídla  $l$  je 3 m a hloubka  $c$  je 380 mm.

Potom:

$$F_{PZ} = \frac{5250}{114} = 0,0046\text{ g}\cdot\text{mm}^{-2}$$

### 3.4 Matematický návrh modelu

#### 3.4.1 Polára, vztlaková čára a čára odporu profilu

Pro výpočet charakteristik profilu si nejdříve musíme určit několik veličin. Mezi tyto veličiny patří rychlost letu za vybraných součinitelů vztlaku  $c_L$  a Reynoldsovo číslo  $Re$ . Tak můžeme určit součinitel odporu profilu  $c_{Dp}$ , momentový součinitel  $c_m$  a efektivní úhel náběhu  $\alpha_e$ . Při výpočtu rychlosti  $v$  je třeba do výpočtu (3.8) započítat měrnou hustotu vzduchu  $\rho$  a viskozitu vzduchu  $\nu$ .

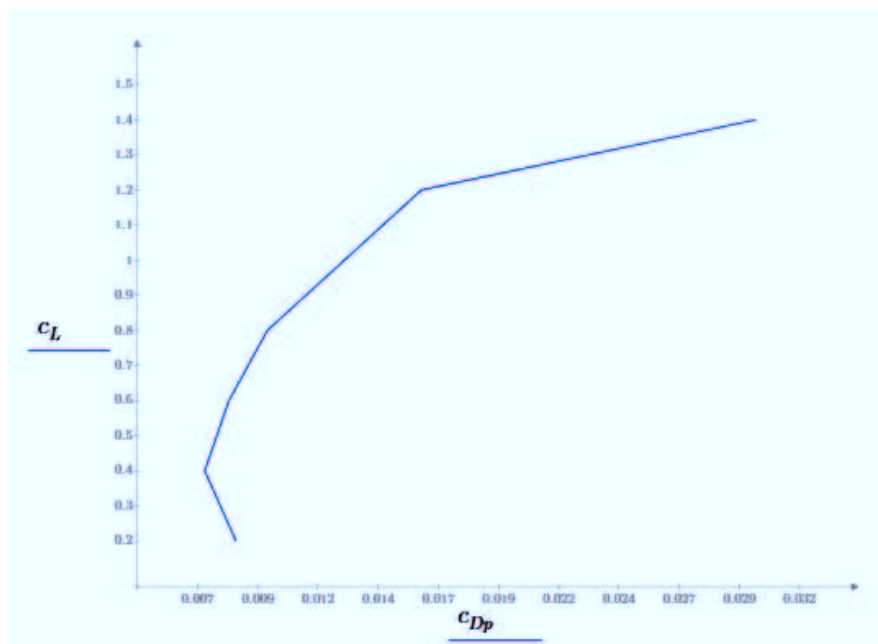
$$v := \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_L}} \quad (3.8)$$

$$Re := c_{sat} \cdot \frac{v}{\nu} \quad (3.9)$$

Tabulka 3.1: Výpočty v závislosti na režimech letu

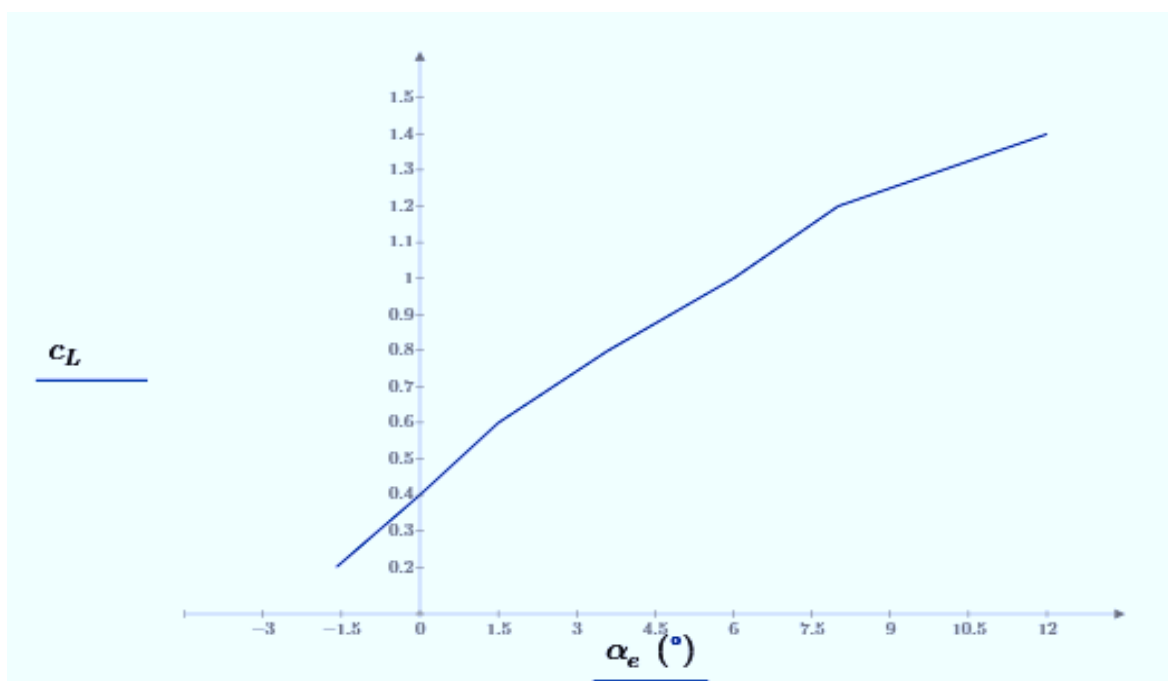
$c_L$ (-)	$v$ (m·s <sup>-1</sup> )	$Re$ (-)	$c_m$ (-)	$\alpha_e$ (°)	$c_{Dp}$ (-)
0,2	23,751	6,321·10 <sup>5</sup>	-0,084	-1,6	0,0081
0,4	16,794	4,47·10 <sup>5</sup>	-0,0795	0	0,0068
0,6	13,712	3,65·10 <sup>5</sup>	-0,0894	1,5	0,0078
0,8	11,875	3,161·10 <sup>5</sup>	-0,0823	3,6	0,0094
1	10,622	2,827·10 <sup>5</sup>	-0,0727	6	0,0126
1,2	9,696	2,581·10 <sup>5</sup>	-0,0659	8	0,0158
1,4	8,977	2,389·10 <sup>5</sup>	-0,0366	12	0,0297

Charakteristické vlastnosti profilu si můžeme zobrazit graficky. Pro každý úhel náběhu nanášíme na vodorovnou osu hodnoty  $c_D$  a na svislou osu hodnoty  $c_L$ . Vzniklá křivka se nazývá polára. Vlastnosti poláry je, že každý její bod odpovídá určitému úhlu náběhu. Pokud jsou oba součinitelé naneseni ve stejném měřítku, pak spojnice mezi počátkem a daným bodem udává jeho úhel náběhu a příslušný součinitel  $c_R$  obecné aerodynamické síly R.[3]



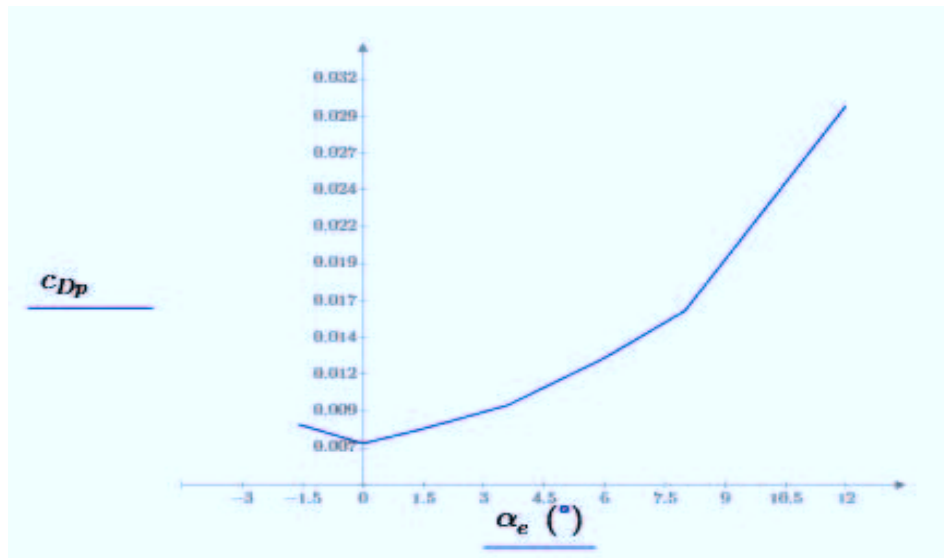
Obrázek 3.3: Polára profilu

Vztlaková čára nám ukazuje závislost mezi součinitelem vztlaku  $c_L$  a úhlem náběhu  $\alpha$ . Podle polohy maximálního prohnutí profilu a tloušťky profilu se mění strmost vztlakové čáry a její tvar. Z grafu můžeme vyčíst maximální součinitel vztlaku při maximálním úhlu náběhu, součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu a záporný úhel náběhu, při kterém je součinitel vztlaku nulový.



Obrázek 3.4: Vztlaková čára

Čára odporu znázorňuje závislost mezi součinitelem odporu  $c_D$  a úhlem náběhu. Z grafu můžeme určit úhel náběhu, při kterém bude součinitel odporu nejmenší.



Obrázek 3.5: Čára odporu

### 3.4.2 Polára, vztlaková čára a čára odporu křídla

Na koncích křídla vznikají volné víry. Tyto víry vznikají vyrovnáváním tlakových rozdílů mezi horní – podtlakovou a dolní – přetlakovou stranou křídla. Tyto volné víry se poté šíří podél celého rozpětí. Koncové víry spotřebují část tažné síly. Tím vzniká indukovaný odpor. Tento jev vzniká pouze u křídla s konečným rozpětím, u nekonečného rozpětí by tento odpor nevznikl. S větší hloubkou křídla  $c$  a větším vztlakem se zvětšuje i indukovaný odpor. Indukovaný odpor tedy závisí na štíhlosti křídla.[3]

Polára se bude měnit v závislosti na indukovaném úhlu náběhu:

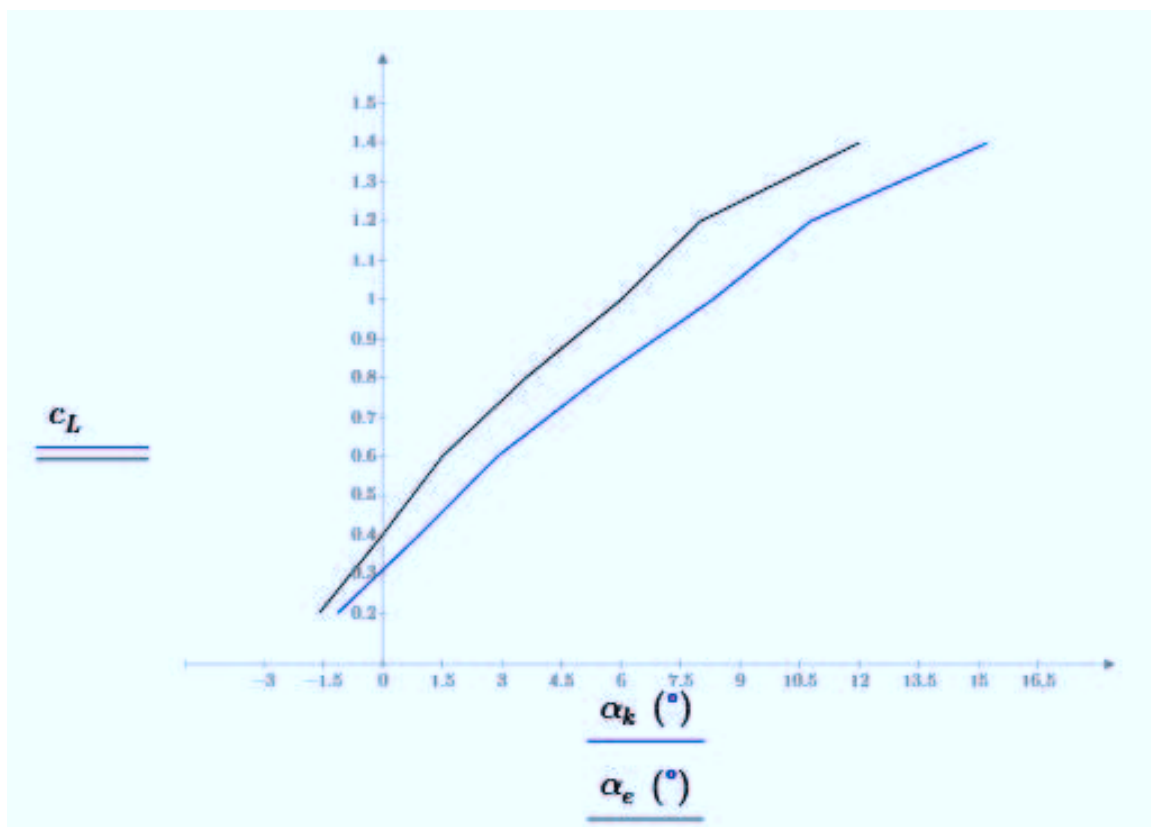
$$\alpha_i := \left( \frac{57.3 \cdot c_L}{\pi \cdot \lambda} \right)^\circ \quad (3.10)$$

$$\alpha_i = \begin{bmatrix} 0.462 \\ 0.924 \\ 1.386 \\ 1.848 \\ 2.31 \\ 2.772 \\ 3.234 \end{bmatrix}^\circ$$

Skutečný úhel náběhu křídla bude:

$$\alpha_k := \alpha_e + \alpha_i \quad (3.11)$$

$$\alpha_k = \begin{bmatrix} -1.138 \\ 0.924 \\ 2.886 \\ 5.448 \\ 8.31 \\ 10.772 \\ 15.234 \end{bmatrix}^\circ$$



Obrázek 3.6: Porovnání poláry profilu a křídla

Vztlak ke koncům křídla ubývá elipticky. Z toho můžeme početně odvodit parabolický průběh indukovaného odporu při různých úhlech náběhu. Tato parabola přibližně sleduje poláru profilu. Součinitel má vzorec:[3]

$$c_{Di} := \left( \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda} \right) \cdot 1.08 \quad (3.12)$$



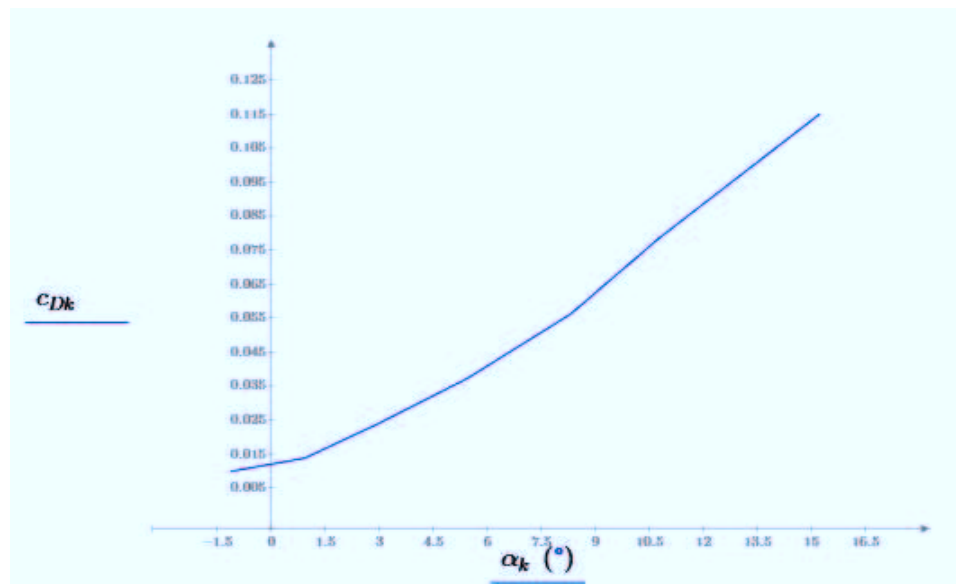
$$c_{Di} = \begin{bmatrix} 0.002 \\ 0.007 \\ 0.016 \\ 0.028 \\ 0.044 \\ 0.063 \\ 0.085 \end{bmatrix}$$

Odpor křídla se dělí na odpor indukovaný a profilový, který je závislý na tvaru profilu a hladkosti povrchu. Parabola indukovaného odporu prochází počátkem. Výsledný součinitel odporu křídla  $c_{Dk}$  je tedy součet součinitele odporu indukovaného  $c_{Di}$  a součinitele odporu profilového  $c_{Dp}$ . [3]

$$c_{Dk} := c_{Di} + c_{Dp}$$

(3.13)

$$c_{Dk} = \begin{bmatrix} 0.01 \\ 0.014 \\ 0.023 \\ 0.037 \\ 0.056 \\ 0.079 \\ 0.115 \end{bmatrix}$$



Obrázek 3.7: Odporová čára křídla

Na indukovaný odpor má také vliv tvar křídla. Aerodynamicky nejvýhodnější jsou křídla eliptická a lichoběžníková se zakroucenými konci křídel. U eliptického křídla

nastává ovšem problém při odtržení proudění, kdy odtržení proběhne najednou po celém rozpětí křídla. [3]

### 3.4.3 Polára modelu

Součinitel odporu celého modelu  $c_{Dm}$  je součtem součinitele odporu indukovaného, profilového a škodlivého. Tento odpor vytvářejí části, které nepatří do nosné soustavy (trup, podvozek atd.). Škodlivý odpor se postupně přepočítává pro všechny části letadla. Škodlivý odpor závisí na velikosti tělesa, která je daná čelní plochou tohoto tělesa  $S_x$  a na tvaru tělesa. Ten nám udává součinitel odporu  $c'_{Dx}$ , který je určený empiricky a naleznete ho v použité literatuře.[3]

Tabulka 3.2: Plochy a jejich součinitelé odporu

x	$S_x$ (m <sup>2</sup> )	$c'_{Dx}$ (-)
Trup	0,051	0,15
SOP	0,016	1,3
VOP	0,221	0,012
Podvozková kola	0,013	0,25

$$c_{Dm} := \frac{\left( \sum_{x=1}^1 (c'_{Dx} \cdot S_x) + 0.1 \cdot \sum_{x=1}^1 (c'_{Dx} \cdot S_x) \right)}{S} \quad (3.14)$$

$$c_{Dm} = 0.033$$

Kde:

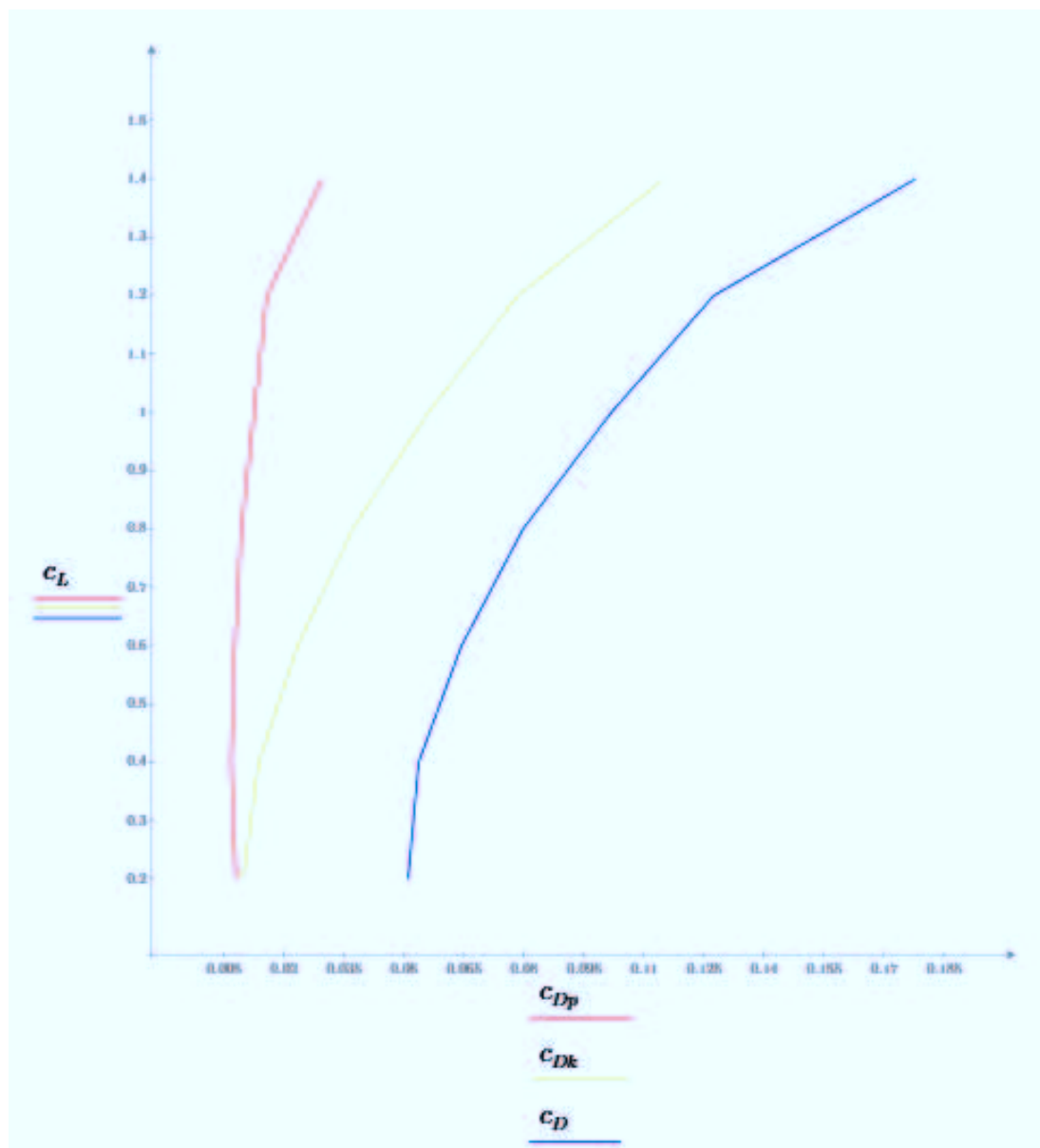
S plocha křídel v m<sup>2</sup>  
 $S_x$  plocha průmětu jednotlivých těles v m<sup>2</sup>

K výslednému škodlivému odporu připočítáváme ještě 10 %. Těchto 10 % tvoří odpor interferenční. Je to odpor, který vzniká vzájemným ovlivňováním se obtékajících proudnic vzduchu jednotlivých částí (např. přechod křídlo – trup). [3]

Součinitel odporu celého letounu bude:

$$c_D := c_{Dm} + c_{Dk} + c_{Dp} \quad (3.15)$$

$$c_D = \begin{bmatrix} 0.051 \\ 0.054 \\ 0.064 \\ 0.08 \\ 0.102 \\ 0.127 \\ 0.178 \end{bmatrix}$$



Obrázek 3.8: Porovnání polár profilu, křídla a modelu

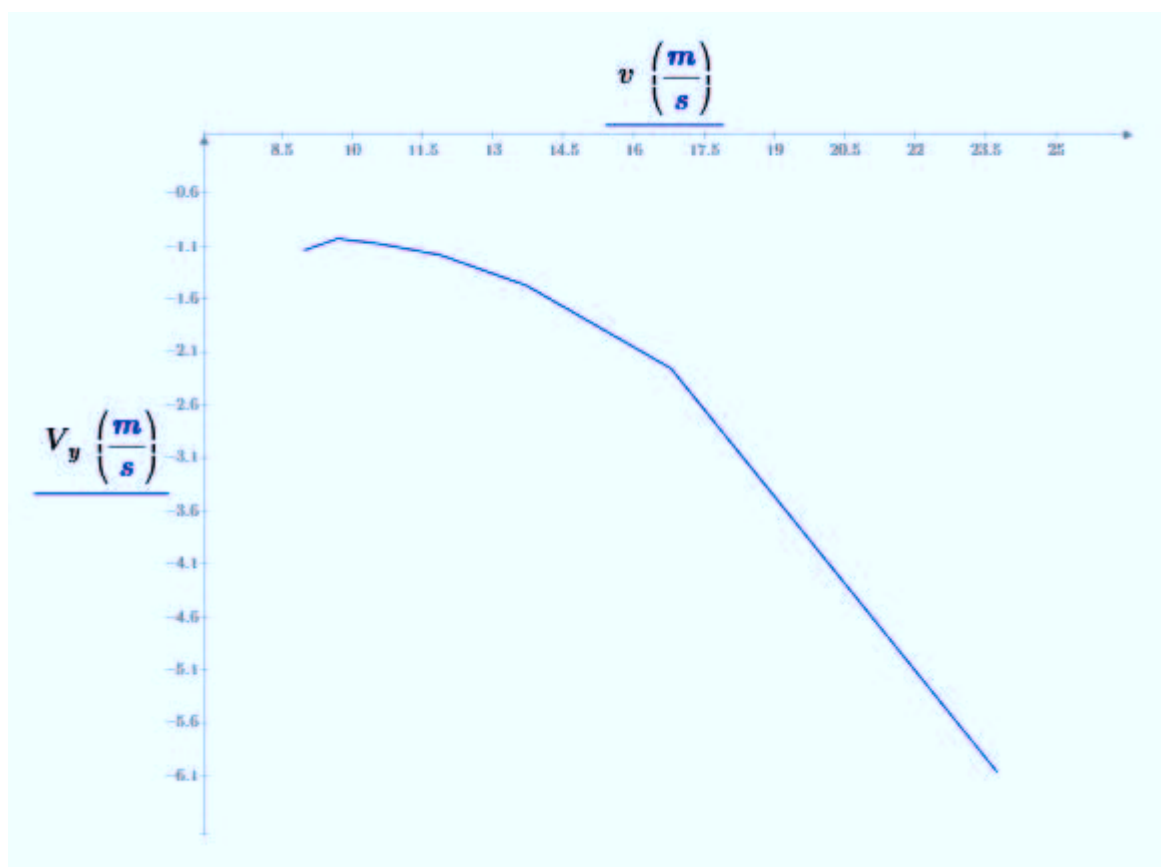
#### 3.4.4 Rychlostní polára

Rychlostní polárou zjišťujeme chování modelu při různých rychlostech. Zjistíme například jak rychle nebo jak nejpomaleji bude model klesat k zemi a jak se bude měnit

klouzavost  $K$  modelu při změně rychlosti. Na osy rychlostní poláry nanášíme rychlost vodorovnou  $v$  a rychlost svislou  $V_y$  (klesavost). Obě rychlosti vyneseme do grafu.

$$V_y := \frac{-v}{K} \quad (3.16)$$

$$V_y = \begin{bmatrix} -6.067 \\ -2.255 \\ -1.472 \\ -1.185 \\ -1.082 \\ -1.03 \\ -1.141 \end{bmatrix} \frac{m}{s}$$



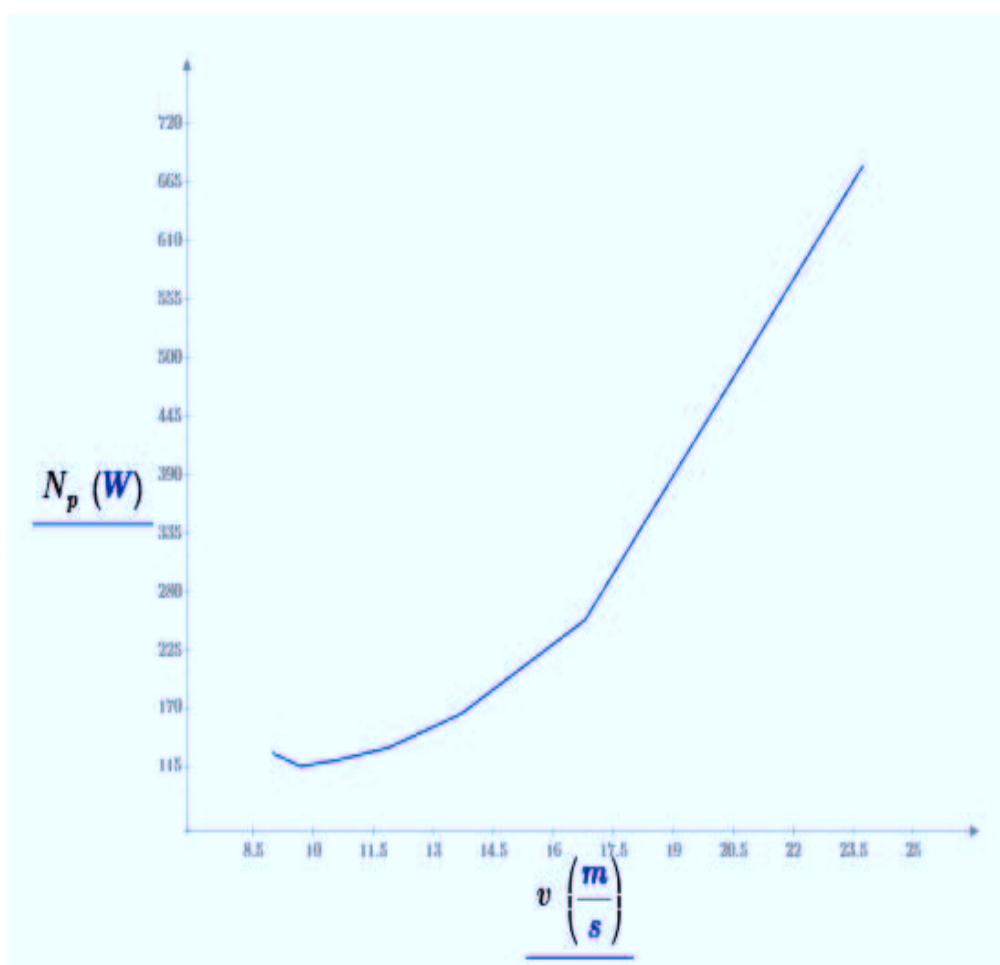
Obrázek 3.9: Rychlostní polára

### 3.4.5 Výkon motoru potřebný pro vodorovný let

K výpočtu výkonu motoru potřebného pro vodorovný let modelu si nejdříve musíme určit účinnost vrtule  $\eta$ . Ta se obvykle pohybuje na hodnotě 0.7. Výkon poté bude[5]:

$$N_p := G \cdot \frac{v}{K} \cdot \frac{1}{\eta} \quad (3.17)$$

$$N_p = \begin{bmatrix} 679.952 \\ 252.753 \\ 165.011 \\ 132.786 \\ 121.294 \\ 115.418 \\ 127.841 \end{bmatrix} \text{ W}$$



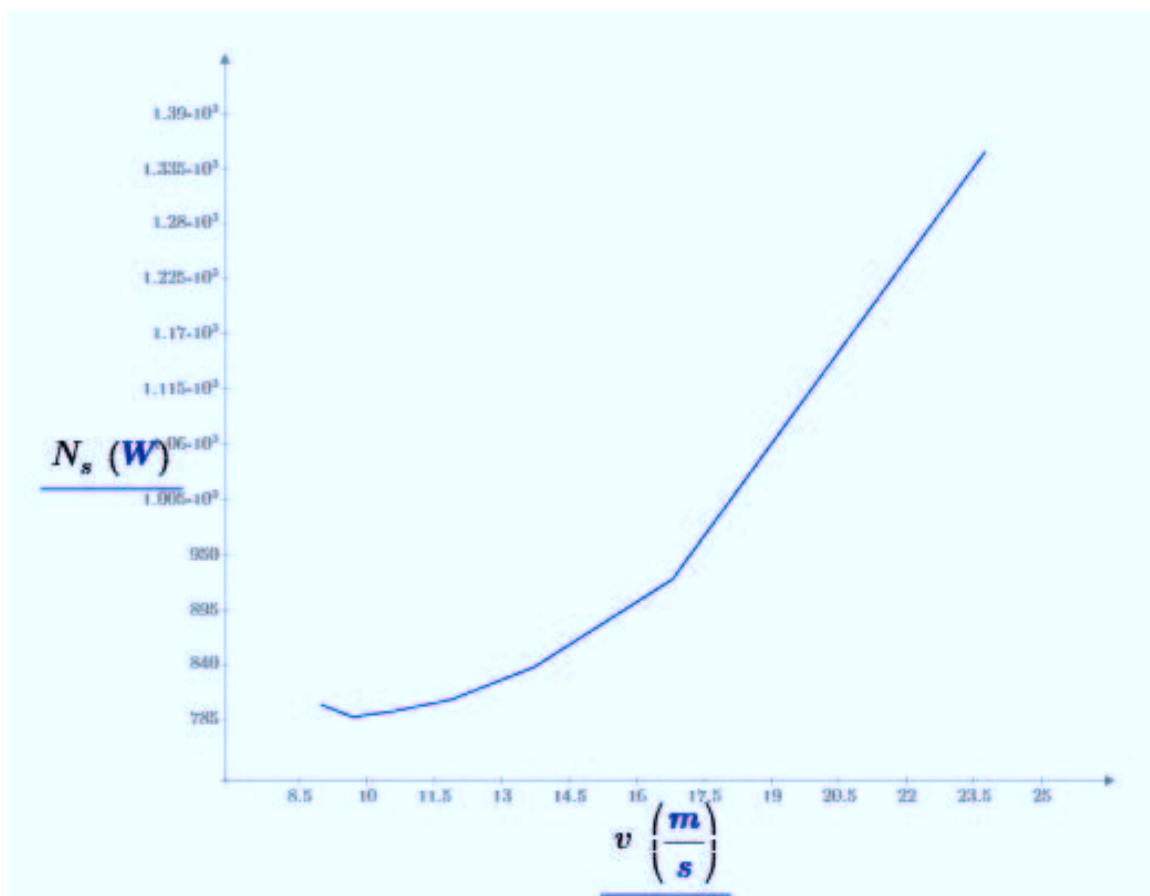
Obrázek 3.10: Výkon motoru potřebný pro vodorovný let

### 3.4.6 Výkon motoru potřebný pro stoupání

Jako stoupací rychlost  $W_y$  jsme určili rychlost  $6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Při této rychlosti budeme uvažovat výkon motoru potřebný pro stoupání[5]:

$$N_s := (W_y - V_y) \cdot \frac{G}{\eta} \quad (3.18)$$

$$N_s = \begin{bmatrix} 1.352 \cdot 10^3 \\ 925.209 \\ 837.467 \\ 805.242 \\ 793.75 \\ 787.874 \\ 800.297 \end{bmatrix} \quad W$$



Obrázek 3.11: Výkon motoru potřebný pro stoupání

### 3.5 Stabilita modelu

Stabilitu modelu můžeme rozdělit na statickou stabilitu a dynamickou stabilitu. Pokud je výsledný moment  $M$  působící na model roven nule, pak je model v rovnováze. Tento moment se skládá z momentu křídla a momentu od ocasních ploch. Při změně velikosti, směru nebo působíště některé síly, není již součet momentů roven nule a model se vychyluje ze své polohy.[3]

Statická stabilita je dodržena, pokud se model bez zákroků do řízení, vrátí do rovnovážné polohy. Statická stabilita nesmí být příliš velká ani příliš malá. Doba kyvu by

měla být v sekundách asi 0,05V, přičemž  $V$  je rychlost modelu v  $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ . Příliš velká statická stabilita dělá model hůře ovladatelný a při malé statické stabilitě jsou doby kyvu velké.[3]

Dynamicky stabilní model je, pokud jsou výkyvy tlumeny. Rovnovážného stavu se totiž nedosáhne ihned, ale po několika výkyvech. Dynamická stabilita by měla být co nejvyšší. Utlumení by mělo proběhnout v 5 výkyvech. Dynamické stability dosáhneme vhodným rozložením hmot, které by se měly soustředit co nejblíže k těžišti.[3]

Stabilitu dále rozdělujeme podle toho, kolem které osy výkyvy probíhají. Podle toho dělíme stabilitu na podélnou, směrovou, příčnou a stranovou. V této práci se budeme zabývat především statickou podélnou stabilitou. Stabilitu směrovou, příčnou a stranovou si pouze popíšeme.

Na stabilitu modelu má zásadní vliv poloha těžiště. Těžiště musí ležet před neutrálním bodem modelu (NB). Pro určení polohy těžiště musíme znát polohu neutrálního bodu a statisticky určité těžištní zásoby. Těžištní zásoba je vzdálenost mezi těžištěm a neutrálním bodem v procentech střední aerodynamické tětiny. Než začneme určovat polohu těžiště, musíme určit polohu neutrálního bodu modelu. Určujeme ho z polohy aerodynamického středu křídla AS, který leží ve 25% SAT. Polohu neutrálního bodu modelu ovlivňuje vodorovná ocasní plocha a trup. [4]

Pro určení polohy těžiště jsme si zvolili postup podle časopisu Modelář[4], kde ho určujeme ve třech krocích:

### 1. Určení střední aerodynamické tětiny křídla a ocasních ploch

Graficky určíme vzdálenost  $Z_A$  (obr. 3.12) střední aerodynamické tětiny od středu křídla (trupu). Pro kontrolu ještě můžeme uvést vzorec pro výpočet  $Z_A$ . Použitý vzorec platí pouze pro obdélníkové křídlo:

$$Z_A := \frac{l}{4} \quad (3.19)$$

$$Z_A = 750 \text{ mm}$$

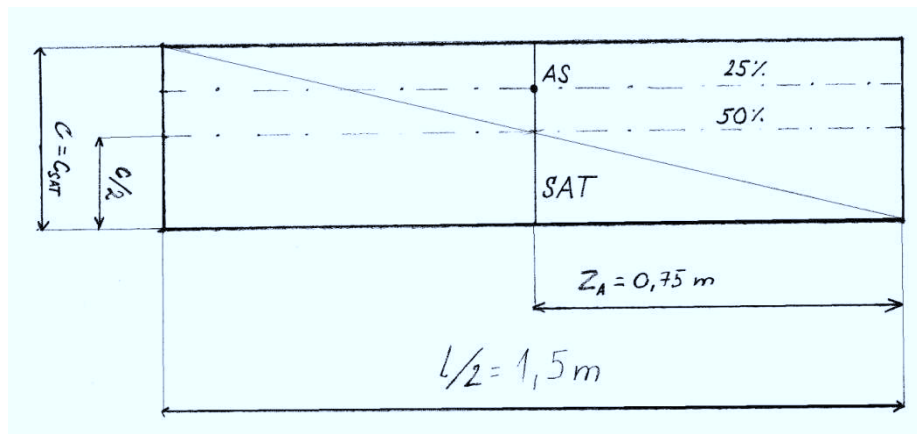
$$AS := 0.25 \cdot c_{sat} \quad (3.20)$$

$$AS = 97.85 \text{ mm}$$

Hloubka vodorovných ocasních ploch  $c_{VOP}$  je 256 mm. Aerodynamický střed vodorovných ocasních ploch pak je:

$$AS_{VOP} := 0.25 \cdot c_{VOP} \quad (3.21)$$

$$AS_{VOP} = 64 \text{ mm}$$



Obrázek 3.12: Grafické určení AS křídla

## 2. Určení neutrálního bodu modelu

Při určování neutrálního bodu budeme vycházet z diagramu 3.1 [4]. Tento diagram zohledňuje posun neutrálního bodu kvůli VOP. Modely s větším ramenem a štíhlostí VOP budou stabilnější.

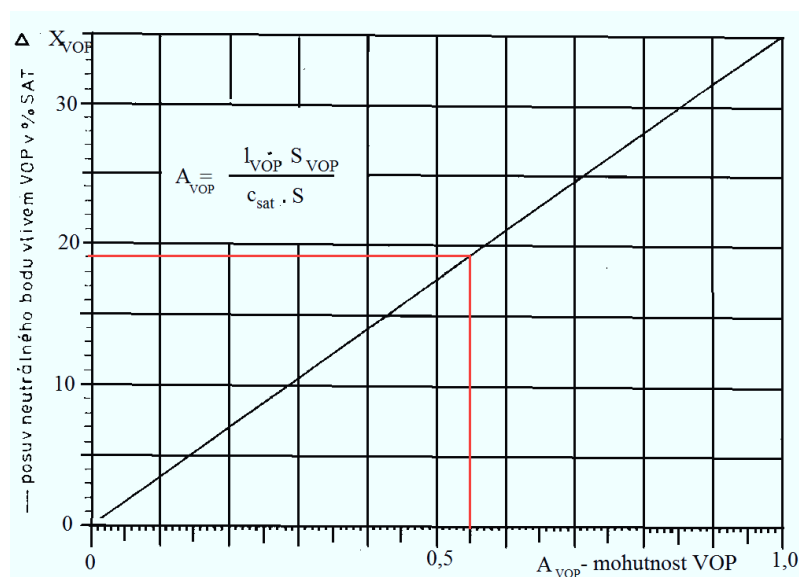


Diagram 3.1: Určení mohutnosti VOP [4]



Vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP:

$$l_{VOP} := 1133.8 \text{ mm} \quad (3.22)$$

Plocha VOP  $S_{VOP}$  je 0,217 m<sup>2</sup>. Pak bude mohutnost ocasních ploch dána vztahem:

$$A_{VOP} := l_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{c_{sat} \cdot S} \quad (3.23)$$

$$A_{VOP} = 0.552$$

Z diagramu jsme zjistili, že posuv NB vlivem VOP  $x_{VOP}$  je 19% SAT.

Dalším prvkem ovlivňujícím polohu NB je mohutnost trupu. Ten má opačný účinek jak ocasní plochy.

Délka trupu  $l_{tr}$  je 1 948 mm a šířka trupu  $C_{tr}$  je 205 mm. Štíhlost trupu  $\lambda_{tr}$  je 9,523. Předpokládaná poloha těžiště  $P$  vůči SAT je 117 mm. Vzda lenost těžiště od přední části trupu  $p$  poté je 645 mm. Pro určení mohutnosti trupu potřebujeme znát poměr vzdálenosti přední části trupu  $p$  a délky trupu  $l_{tr}$ :

$$\frac{p}{l_{tr}} = 0.331 \quad (3.24)$$

Mohutnost trupu  $k_{tr}$  určí me z diagramu 3.2 [4] a rovná se 0,12.

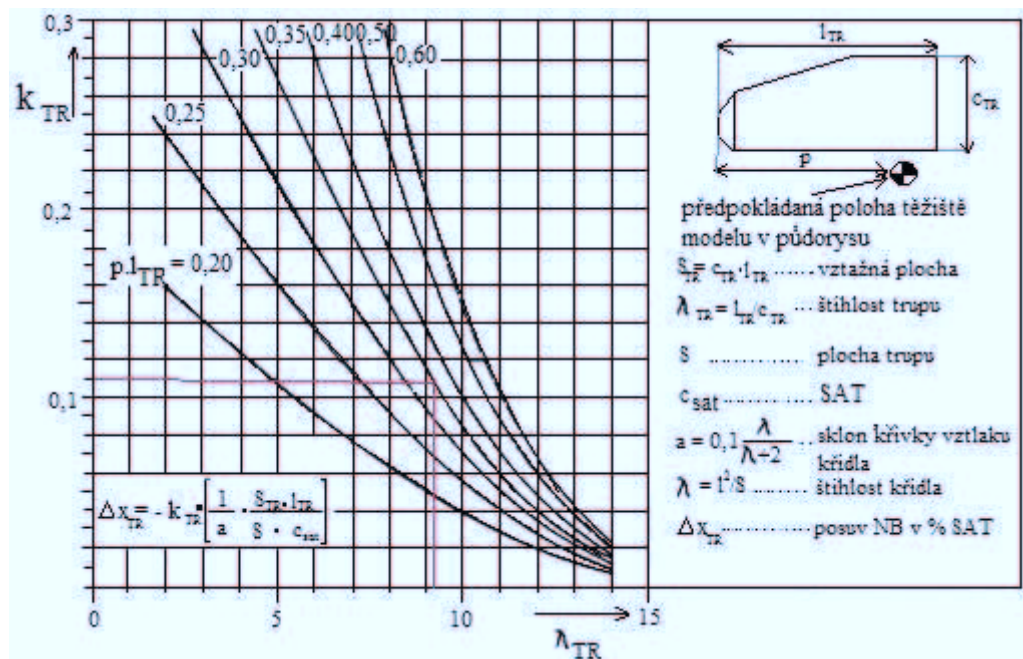


Diagram 3.2: Určení mohutnosti trupu[4]

Pro další výpočet posuvu NB  $x_{tr}$  musíme znát sklon křivky vztlaku křídla  $a$  a vztažnou plochu trupu  $S_{tr}$ .

$$a := 0.1 \cdot \frac{\lambda}{\lambda + 2} \quad (3.25)$$

$$a = 0.08$$

$$S_{tr} := C_{tr} \cdot l_{tr} \quad (3.26)$$

$$S_{tr} = (3.986 \cdot 10^5) \text{ mm}^2$$

$$x_{tr} := -k_{tr} \cdot \left( \frac{1}{a} \cdot S_{tr} \cdot \frac{l_{tr}}{S \cdot c_{sat}} \right) \quad (3.27)$$

$$x_{tr} = -2.618\%$$

Výsledná poloha NB v % SAT bude:

$$X_{NB} := 25 + x_{VOP} + x_{tr} \quad (3.28)$$

$$X_{NB} = 41.382\%$$

### 3. Výsledná poloha těžiště

Výsledná poloha těžiště závisí na poloze neutrálního bodu  $X_{NB}$  a na těžištní zásobě  $R$ . Těžištní zásobu jsme si určili jako 10 %. Tato hodnota je společná jak pro modely větroňů, tak pro motorové modely. Pro případné přídavné zatížení jsme vypočítali polohu těžiště při těžištní zásobě  $R'$  rovné 15 %. Poloha těžiště  $X_T$  a  $X'_T$  v % SAT bude:

$$X_T := X_{NB} - R \quad (3.29)$$

$$X_T = 31.382\%$$

$$X'_T := X_{NB} - 15 \quad (3.30)$$

$$X'_T = 26.382\%$$

Poloha těžiště  $c_T$  a  $c'_T$  na kořenové těživě  $c_o$  (rovná  $c_{sat}$ ) pak bude:

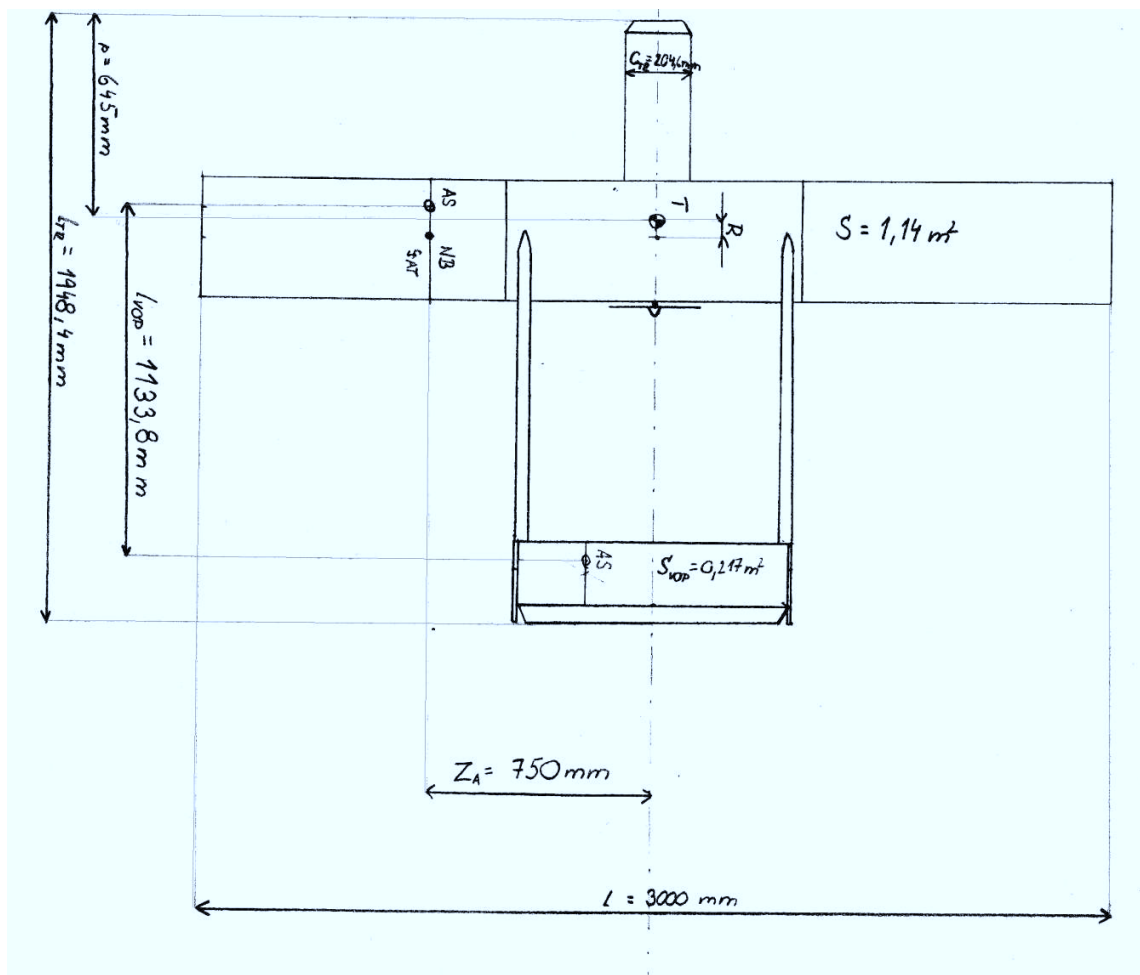
$$c_T := X_T \cdot \frac{c_{sat}}{100} + 0 \quad (3.31)$$

$$c_T = 122.829 \text{ mm}$$

$$c'_T := X'_T \cdot \frac{c_{sat}}{100} + 0 \quad (3.32)$$

$$c'_T = 103.259 \text{ mm}$$

Těžiště vychází do středu nosníku při 10 % těžištní zásobě, při 15 % těžištní zásobě se těžiště posouvá o dva centimetry před střed nosníku.

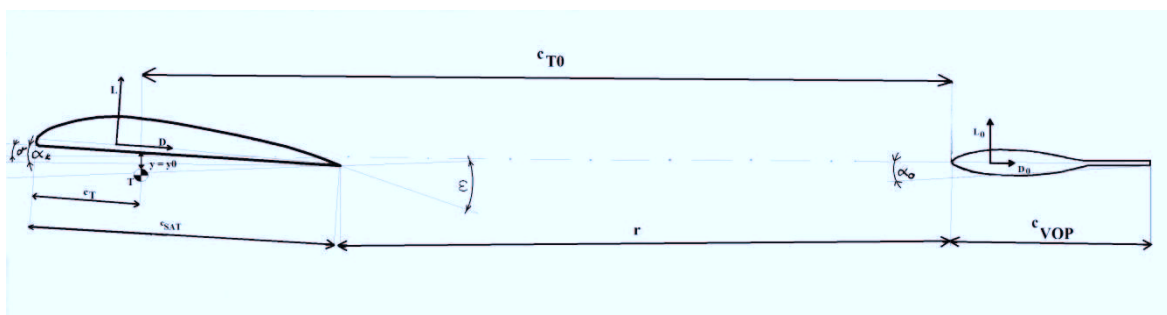


Obrázek 3.13: Poloha těžiště

Pro určení podélné stability musíme vypočítat momentovou křivku křídla a vodorovných ocasních ploch za pomoci rovnice pro výsledný moment. Geometrickým součtem získáme výslednou momentovou křivku.

Moment vztažený na dynamický tlak bude[4]:

$$\frac{M_{gk}}{q} = S \cdot c_{sat} \cdot c_{mgk} = S \cdot c_{sat} \cdot \left( c_m - \frac{c_T}{c_{sat}} c'_L - \frac{y}{c_{sat}} c'_D \right) \quad (3.33)$$



Obrázek 3.14: Přehled úhlů a momentů za letu

Stejný postup výpočtu používáme i pro výpočet momentové křivky vodorovných ocasních ploch  $M_{go}$ . Musíme zde ale přepočítat úhel náběhu ocasních ploch  $\alpha_o$ . Úhel seřízení ocasních ploch  $\delta$  je ovlivněn úhlem srázovým  $\varepsilon$ . [4]

$$\alpha_o = \alpha - (\delta - \delta_o) - \varepsilon \quad (3.34)$$

Úhel srázový vypočítáme ze vztahu:

$$\varepsilon = 0,53 \cdot c_L / \lambda_{\text{křídlo}} \quad (3.34)$$

Geometrickým součtem křivek  $M_{gk}$  a  $M_{go}$  získáme výslednou křivku  $M_g$  pro celý model. Průběh této křivky musí být rostoucí. Tím zajistíme to, že model bude mít snahu výchylku zmenšovat (při zvětšování  $\alpha$  roste výsledný kladný moment). [4]

Křídlo má klesající momentovou křivku, proto musí být vyváжено vodorovnou ocasní plochou, která má rostoucí průběh křivky. Tím se celý model stabilizuje. [4]

Zmenšováním procentní vzdálenosti těžiště od náběžné hrany křídla ( $x:l$ ) stabilita roste. Stabilita se nebude měnit vychýlením výškového kormidla. Tím dosáhneme pouze změny sklonu momentové křivky. [4]

Výpočet momentové křivky je uveden v tabulkách 3.3, 3.4, 3.5 a 3.6. [4]

Tabulka 3.3: Výpočet momentu křídla

$\alpha_k$	$c_L$	$c_D$	$c_{mp}$	$\sin \alpha_k$	$\cos \alpha_k$	$c_L \cdot \sin \alpha_k$	$c_L \cdot \cos \alpha_k$	$c_D \cdot \sin \alpha_k$
-1,138	0,2	0,051	-0,084	-0,01986	0,999803	-0,00397	0,199961	-0,0010129
0,924	0,4	0,054	-0,08	0,016126	0,99987	0,00645	0,399948	0,0008708
2,886	0,6	0,064	-0,089	0,050349	0,998732	0,030209	0,599239	0,0032223
5,448	0,8	0,08	-0,082	0,094942	0,995483	0,075954	0,796386	0,0075954
8,31	1	0,102	-0,073	0,144529	0,989501	0,144529	0,989501	0,0147419
10,772	1,2	0,127	-0,066	0,186901	0,982379	0,224282	1,178854	0,0237365
15,234	1,4	0,178	-0,037	0,262762	0,964861	0,367866	1,350805	0,0467716

Tabulka 3.4: Výpočet momentu křídla

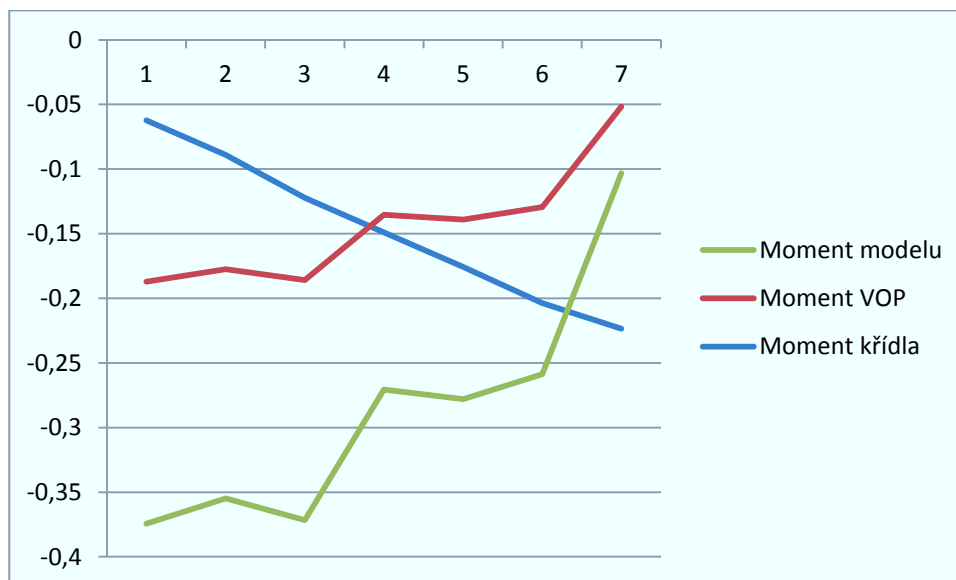
$c_D \cdot \cos \alpha_k$	$c'_L$	$c'_D$	$(c_T/c_{sat}) \cdot c'_L$	$(y/c_{sat}) \cdot c'_D$	$c_{mgk}$	$M_{gk}/q$
0,05099	0,198947664	0,054962049	0,06258456	0,0070284	-0,13956	-0,06221
0,053993	0,400818798	0,047542521	0,12608878	0,00607961	-0,20001	-0,08915
0,063919	0,602461344	0,033709485	0,18952109	0,00431068	-0,27421	-0,12223
0,079639	0,803981606	0,003684766	0,25291493	0,0004712	-0,33444	-0,14907
0,100929	1,004242527	-0,04359984	0,31591261	-0,0055754	-0,39449	-0,17584
0,124762	1,202590906	-0,09951941	0,37830865	-0,0127263	-0,45703	-0,20372
0,171745	1,397576631	-0,19612129	0,43964687	-0,0250794	-0,50173	-0,22364

Tabulka 3.5: Výpočet momentu ocasních ploch

Křídlo				VOP			$\cos\alpha_0$	$\sin\alpha_0$
Clark Y			CRD					
$\alpha_k$	$c_L$	$\varepsilon$	$\alpha_0$	$c_{L0}$	$c_{D0}$	$c_{m0}$		
-1,138	0,2	0,769	-4,907	-0,5744	0,0128	-0,002	0,996335	-0,085538
0,924	0,4	1,539	-3,615	-0,4043	0,0119	-0,0008	0,99801	-0,063051
2,886	0,6	2,308	-2,422	-0,2906	0,0109	-0,0001	0,999107	-0,042259
5,448	0,8	3,077	-0,629	0,0632	0,0087	0,0009	0,99994	-0,010977
8,31	1	3,846	1,464	0,1681	0,0096	0,0022	0,999674	0,0255488
10,772	1,2	4,616	3,156	0,3388	0,0113	0,003	0,998483	0,0550547
15,234	1,4	5,385	6,849	0,7858	0,0149	0,0063	0,992864	0,1192531

Tabulka 3.6: Výpočet momentu ocasních ploch a celého modelu

$c'_{Lo}$	$c'_{Do}$	$(c_{To}/c_o) \cdot c'_{Lo}$	$(y_o/c_o) \cdot c'_{Do}$	$c_{mgo}$	$M_{go}/q$	$M_g/q$
-0,57339	-0,03638031	-2,22078216	-0,0069962	-2,2157859	-0,12501	-0,18722
-0,40425	-0,01361552	-1,56567532	-0,0026184	-1,563857	-0,08823	-0,17738
-0,2908	-0,00139029	-1,12629475	-0,0002674	-1,1261274	-0,06354	-0,18576
0,063101	0,009393279	0,244393803	0,0018064	0,2434874	0,013738	-0,13534
0,16829	0,005302106	0,651801652	0,00101964	0,65298202	0,036841	-0,139
0,338908	-0,00736968	1,312617813	-0,0014172	1,31703506	0,074307	-0,12941
0,781969	-0,07891543	3,028627297	-0,015176	3,05010334	0,172087	-0,05155



Obrázek 3.15: Zobrazení momentu modelu

Směrové stability dosáhneme za pomoci směrového kormidla. Model je kolem podélné osy vychýlen při nárazu větru a vznikne boční složka sil. Model začne klouzat po křídle. Dráha letu se odchýlí o úhel  $\psi$  a směrový moment  $M_s$ . Směrový moment natočí model do nového směru pootočeného proti větru.

Při zatáčce se na vnějším křídle zvětšuje rychlost a vztlak. Tak vznikne příčný moment  $M_p$ , který model ještě více naklání. Letounu jsme ale udělili kladné vzepětí, které při klouzání po křídle vyvolá moment  $M_k$ , který model stabilizuje. Tomuto jevu se říká příčná stabilita.

Stranová stabilita je kombinací stability směrové a příčné.

## 4 Statický výpočet modelu

### 4.1 Stanovení násobků, jistoty

Váha modelu je hlavní silou, která na model stále působí. Při změnách směru letu na model působí setrvačné síly, které zvětšují zatížení. Zatížení modelu tudíž závisí na tvaru dráhy (například při ustáleném vodorovném letu na model působí zatížení rovné hmotnosti modelu, při obratech na model působí násobky zatížení).

Násobek je poměr zatížení působící na křídlo modelu v určitém okamžiku k zatížení působícímu na křídlo modelu při ustáleném vodorovném letu. Při ustáleném vodorovném letu je násobek rovný jedné. Model je zatížen jen hmotností modelu. Při obratech se násobek zvětšuje. Násobek je větší jak jedna, když model provádí normální přemet. Tudíž je násobek při obráceném přemetu menší jak jedna. Násobek vyskytující se při různých režimech letu, se nazývá násobek provozní. [7]

Případem zatížení, při kterém se zvyšuje násobek působící na model je vletění do poryvu. Dochází ke zvýšení vztlaku a tím i součinitele vztlaku  $c_L$ . Součinitel vztlaku se může zvýšit do své maximální hodnoty. Při překročení maximálního součinitele dojde k utržení proudu. Při vodorovném letu se zemská tíže rovná vztlaku. Proto píšeme:

$$G = c_L \cdot S \cdot q = L \quad (4.1)$$

Při vlétnutí do poryvu tato rovnost neplatí:

$$L_{max} = c_{Lmax} \cdot S \cdot q = n \cdot L \quad (4.2)$$

Z této rovnice můžeme vyjádřit násobek:

$$n = \frac{L_{max}}{G} = \frac{L}{G} \text{ obecně} \quad (4.3)$$

Násobek je tedy poměr okamžité působícího vztlaku na modelu k váze modelu.

Vztah provozního násobku můžeme uvažovat i u vodorovného poryvu. Model letí ustálenou rychlostí  $V$ . Rychlost vodorovného poryvu je  $\Delta V$ . Rychlost modelu při vlétnutí do poryvu je roven součtu těchto rychlostí. V okamžiku vlétnutí do poryvu bude vztlak roven:

$$L = c_L \cdot S \cdot (V + \Delta V)^2 \cdot \frac{\rho}{2} \quad (4.4)$$

Z této rovnice vyvodíme rovnici pro násobek:

$$n = \left( \frac{V + \Delta V}{V} \right)^2 \quad (4.5)$$

Násobek zatížení na model působí i při rovnoměrném kruhovém pohybu. V tomto případě můžeme násobek vyjádřit jako poměr okamžité působícího zrychlení na model k zrychlení tíhovému.

Při určování provozního násobku jsme vycházeli z již zjištěných násobků působících na danou koncepci modelu při různých režimech letu a předpokládaných požadavků, které na model budou kladeny. Model je určen pouze pro jednoduché obraty. Není určen na akrobatické lety. Provozní násobek tedy je  $n = 8$ .

Z tabulky 4.1 můžeme vyčíst, že křídla modelů jsou vhodná pro razantní přemety za zvýšené rychlosti, trojnásobné razantní výkruty, sestupovou spirálu, bojový překrut, ostrou zatáčku a vývrtku.

Tabulka 4.1: Provozní násobky[6]

Obrat	Způsob provedení	Maximální násobek
Přemet	Velmi jemné provedení	2
Přemet	Běžný z vodorovného letu	2,7
Přemet	Razantní ze zvýšené rychlosti	6,1
Výkrut	Pomalý	5,4
Výkrut	Rychlý	6,2
Výkrut	Trojnásobný	6,4
Výkrut	Trojnásobný, velmi razantní	7,2
Výkrut	Ve stoupání cca 45°	7
Sestupná spirála	Min. poloměr, běžící motor	5,5
Bojový překrut	Obrat zahájený sestupným letem pro zvýšení rychlosti	3 až 4
Překrut	Běžný	4,4
Ostrá zatáčka	Bez ztráty výšky	5,7
Vývrtka		2,6
Vybrání ostré	Ze střemhlavého letu maximální rychlostí do vodorovného letu	10,5



Jistota  $j$  je součinitel bezpečnosti, který zahrnuje do výpočtu další jevy, které je třeba uvážit. Mezi tyto jevy patří například nepřesnosti výroby, materiálové rozdíly a další. V našem případě byla zvolena jistota  $j = 1,5$ .

## 4.2 Násobek na mezi pevnosti

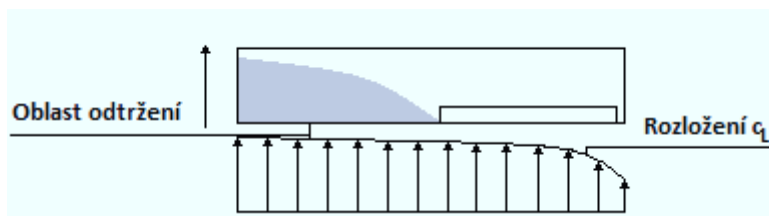
Násobek na mezi pevnosti je násobek, při kterém již dochází k poškození některé části modelu. Je to součin provozního násobku a jistoty.

$$n_b = j \cdot n \quad (4.6)$$

Násobek na mezi pevnosti pak je roven 12.

## 4.3 Průběh posouvající síly po rozpětí

Při pevnostním výpočtu křídla musíme znát rozložení vnějších sil na křídle. Toto rozložení závisí na geometrických tvarech křídla, které jsou určeny plochou křídla, štíhlostí, zúžením, šípovitostí a profilem. Půdorysný tvar křídla, a s tím související rozložení sil na křídle, má dopad na výkony letounu a letové vlastnosti. Také je rozdílná jejich hmotnost a náročnost výroby. My jsme zvolili obdélníkové křídlo, které není zužováno a má nulový šíp. Výhodou obdélníkového křídla je, že se na rozdíl od eliptického křídla, odtrhává proudění nejdříve u kořene křídla. Protože se křídélka umísťují na konec křídel, jsou tak ovladatelná i při velkých úhlech náběhu. Obdélníková křídla tedy nepotřebují žádná aerodynamická či geometrická kroucení. Tento půdorys křídla je nevýhodný, protože vyvolává největší indukovaný odpor. Proto je použitelný na modely, na které nejsou kladeny velké výkonnostní nároky. Obdélníkové křídlo je také těžší. Tloušťka křídla a také konstrukční výška nosníku křídla je po celé délce stejná a tím je materiál nosníku z pevnostního hlediska špatně využit. Technologicky je toto křídlo jednodušší a díky tomu i levnější, než křídla s jinými půdorysy. [7][8]



Obrázek 4.1: Rozložení vztaku po rozpětí křídla

Jak vidíme na obrázku 4.1, rozložení vztaku po křídle se mění. Výpočet této změny je ale příliš složitý, tak není v této práci uvažován. V našem případě bude vztlak rozložen

po rozpětí úměrně těživě křídla. Při tomto zjednodušení se ocitáme na straně bezpečnosti, protože na model budou působit větší výpočtové zatěžující síly.

Při zatížení křídla po rozpětí uvažujeme, že vztlak vzhledem k hloubce křídla je umístěn ve výslednici, která působí v působišti vztlaku profilu. Ten je umístěn přibližně v 25 % těživy.[7]

Dále musíme brát v úvahu vliv váhy křídla jako odlehčující síly, která působí proti zatěžujícím silám. Pokud je hmotnost křídla  $m_{kř}$  rovná 1,47 kg, pak je tíha křídla  $G_{kř}$  rovná 14,71 N. Početní tíha modelu je tíha celého modelu  $G$ , ze které je odečtená tíha křídla, jak můžeme vidět ve vztahu 4.7. [7]

$$\begin{aligned} G_{poč} &= G - G_{kř} \\ G_{poč} &= 63,743 N \end{aligned} \quad (4.7)$$

Při znalosti početní tíhy modelu můžeme určit zatížení, jakému bude křídlo vystaveno. Zatížení křídla  $Y$  vypočítáme ze vztahu 4.8. [7]

$$\begin{aligned} Y &= G_{poč} \cdot n_b \\ Y &= 764,919 N \end{aligned} \quad (4.8)$$

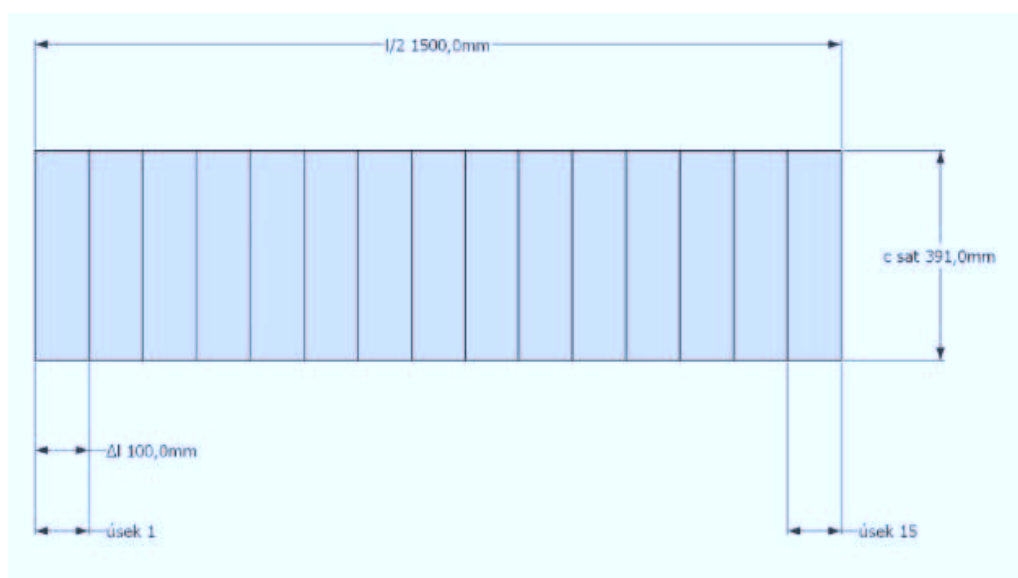
K výpočtu posouvající síly budeme potřebovat znát zatížení po rozpětí křídla  $q$ . Je to zatížení vztažené na rozpětí  $l$ . Můžeme ho tedy vypočítat ze vztahu 4.9. [7]

$$\begin{aligned} q &= \frac{Y}{l} \\ q &= 254,973 N \cdot m^{-1} \end{aligned} \quad (4.9)$$

Pokud si představíme polovinu křídla, na kterou působí zatížení  $q$ , a tuto polovinu křídla rozdělíme na dvě části, můžeme pozorovat vliv posouvajících sil. Vnější zatížení posouvá jednu část vůči druhé. V křídle vznikají vnitřní síly, které se snaží tomuto posunutí zabránit – posouvající síly. Rozdělíme-li křídlo na  $x$  menších úseků, zjistíme, že v každé části působí posouvající síla, která je rovna součtu zatížení vně této části. Máme-li tedy křídlo, které je zatíženo určitým plynulým rozložením zatížení, pak můžeme posouvající sílu vyjádřit jako vztah 4.10.[7]

$$T = \Sigma q \cdot \Delta l. \quad (4.10)$$

V našem případě jsme si rozdělili polovinu křídla na 15 úseků o délce  $\Delta l$  rovné 100 mm.



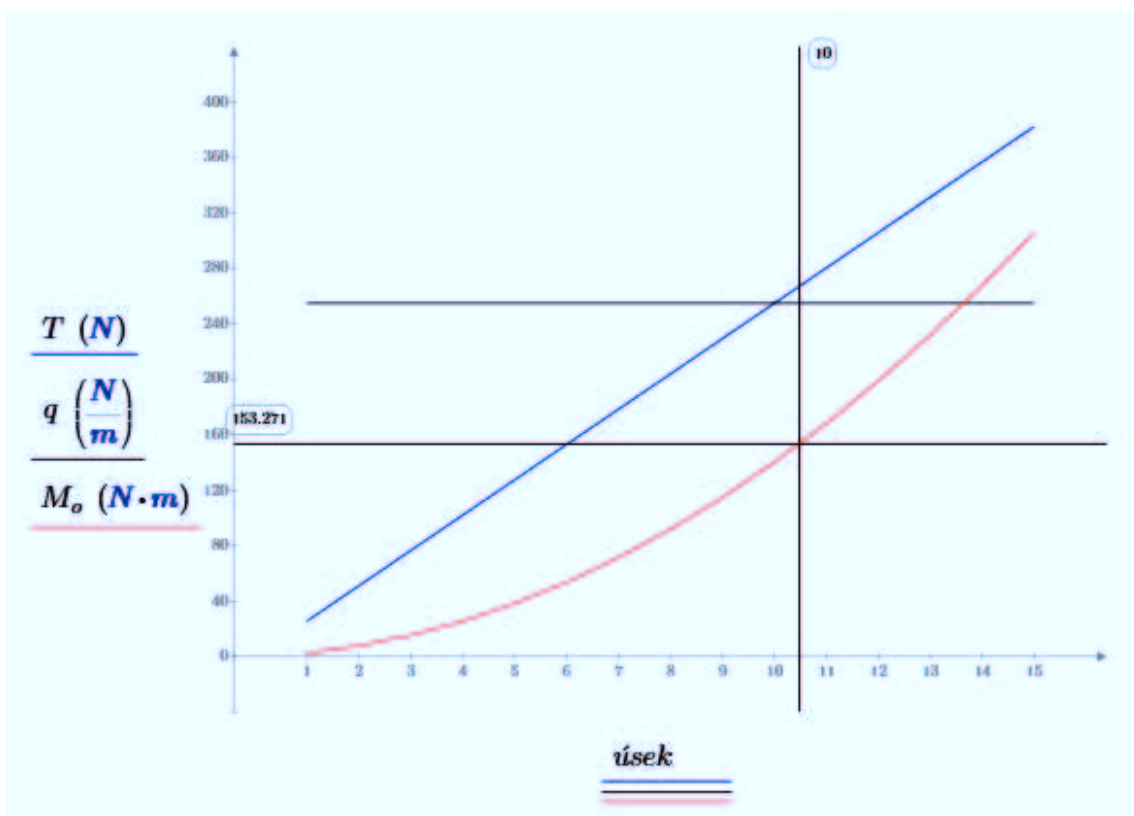
Obrázek 4.2: Rozdělení křídla na úseky  $\Delta l$

Největší posouvající síla bude působit v místech závěsů křídla. Tam bude působit i největší posouvající moment  $M_o$ . Výpočet nalezneme v tabulce 4.2.

Tabulka 4.2: Výpočet posouvající síly a momentu  $M_o$

úsek	$q$ $\left(\frac{N}{m}\right)$	$\Delta l$ (m)	$q\Delta l$ (N)	$T$ (N)	$T\Delta l$ (N·m)	$M_o$ (N·m)
1	254.973	0.1	25.4973	25.4973	2.54973	2.54973
2	254.973	0.1	25.4973	50.9946	5.09946	7.64919
3	254.973	0.1	25.4973	76.4919	7.64919	15.29838
4	254.973	0.1	25.4973	101.9892	10.19892	25.4973
5	254.973	0.1	25.4973	127.4865	12.74865	38.24595
6	254.973	0.1	25.4973	152.9838	15.29838	53.54433
7	254.973	0.1	25.4973	178.4811	17.84811	71.39244
8	254.973	0.1	25.4973	203.9784	20.39784	91.79028
9	254.973	0.1	25.4973	229.4757	22.94757	114.73785
10	254.973	0.1	25.4973	254.973	25.4973	140.23515
11	254.973	0.1	25.4973	280.4703	28.04703	168.28218
12	254.973	0.1	25.4973	305.9676	30.59676	198.87894
13	254.973	0.1	25.4973	331.4649	33.14649	232.02543
14	254.973	0.1	25.4973	356.9622	35.69622	267.72165
15	254.973	0.1	25.4973	382.4595	38.24595	305.9676

Pro přehlednost si výsledné hodnoty znázorníme graficky v grafu 4.1.



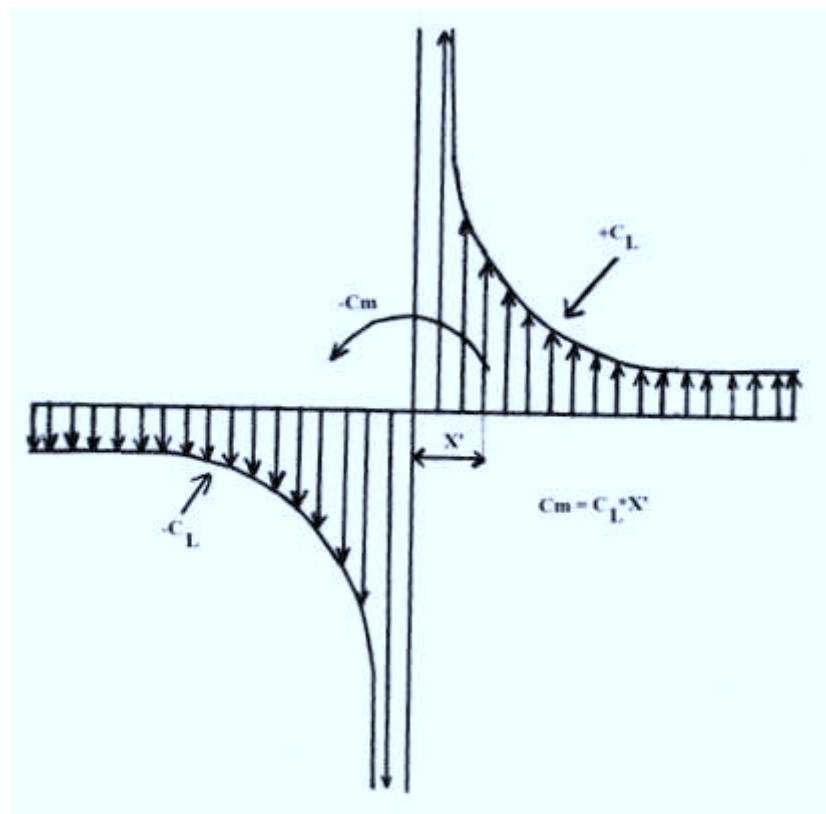
Graf 4.1: Posouvající síla a moment posouvající síly

#### 4.4 Rozložení zatížení křídla po hloubce – krouťící moment

Dalším zatížením, vznikajícím na křídle, je kroucení. Kroucení je vyvoláno dvěma složkami.

První je kroucení vyvolané klopivým momentem křídla. Tento moment je vyvolán nevyváženým působením vztlaku a odporu na křídle. Velikost tohoto momentu je závislá na velikosti součinitele klopivého momentu  $m_z$ . Dalšími faktory ovlivňujícími klopivý moment je geometrie křídla a režimu letu (výška a rychlost letu, úhel náběhu křídla). [9]

Při výpočtu aerodynamického klopivého momentu je důležité si uvědomit, ke kterému vztažnému bodu tento moment počítáme. Za vztažný moment můžeme brát buď bod na náběžné hraně profilu, nebo aerodynamický střed profilu. Počítáme-li krouťící moment k náběžné hraně, bude se nám s úhlem náběhu měnit jak velikost klopivého momentu, tak velikost jeho součinitele. Pokud se budeme chtít změnit součinitele klopivého momentu se změnou úhlu náběhu nebo při jakékoliv velikosti součinitele vztlaku vyvarovat, budeme ho počítat k aerodynamickému středu. Na obrázku (4.3) je znázorněno, proč součinitel klopivého momentu zůstává stejný. [10]



Obrázek 4.3: Aerodynamický střed a působíště vztlaku

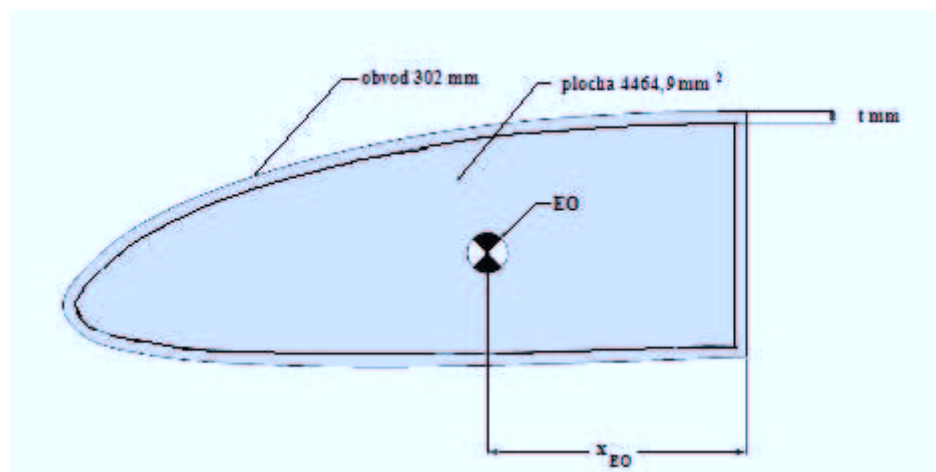
Šipky na obrázku znázorňují součinitele vztlaku  $c_L$  o různé velikosti a smyslu působení. Hodnota  $x'$  ve vzorci je vzdálenost působíště  $c_L$  od aerodynamického středu, která je dělená hloubkou profilu  $c$ . Působíště součinitele vztlaku považujeme za působíště vztlaku. Při normálních letech je  $c_L$  kladný, při zádoových záporný. Se zvětšující se vzdáleností působíště součinitele vztlaku se tento součinitel snižuje. Tím se součinitel klopivého momentu počítaný k aerodynamickému středu nemění. [10]

Dále je kroucení křídla vyvoláno stejnými liniovými zatíženími od aerodynamických sil a od hmotnosti křídla, kterými byl vyvolaný například i ohyb. Aerodynamické síly totiž působí na spojnici aerodynamických středů a síly setrvačné působí na těžištní ose křídla. Toto zatížení je tedy závislé na konstrukci křídla, a to na poloze těžištní a elastické osy. [9]

Elastická osa křídla je spojnice bodů profilu, ve kterých při působení síly dochází ke zkrocování profilu. Pokud je elastická osa totožná s těžištní osou, pak je křídlo zatíženo pouze na ohyb. Je-li elastická osa vůči těžištní posunutá, pak je křídlo zatíženo i krutem. [9]

Těžištní osou křídla rozumíme spojnicí hmotných těžišť jednotlivých úseků křídla. Spojuje nám tedy místa na křídle, kde působí těžiště těchto jednotlivých úseků a kde působí také další setrvačné síly. [9]

Před tím, než začneme vypočítávat velikost kroutícího momentu, určíme si polohu elastické osy. Výpočty si dále zjednodušíme tím, že budeme uvažovat na přenesení krutu pouze torzní skříň. Protože krut přenáší i ostatní části křídla, dostaneme se na stranu bezpečnosti. Zanedbáváme i potah křídla potahovou fólií.



Obrázek 4.4: Působíště elastické osy

Z obrázku vidíme, že plocha řezu křídlem  $S_{rez}$  má velikost  $4\,464,9\text{ mm}^2$ . Obvod křídla je  $302\text{ mm}$ . Vzdálenost elastické osy pak můžeme určit z těchto dvou veličin podle vztahu 4.11.

$$x_{EO} := 2 \cdot \frac{S_{rez}}{o} \quad (4.11)$$

$$x_{EO} = 29.569\text{ mm}$$

Elastická osa je posunuta od aerodynamického středu AS o  $7\text{ mm}$ . Můžeme tedy tvrdit, že poloha EO zhruba odpovídá AS profilu.

Dále pro výpočty musíme znát součinitel klopivého momentu křídla. Při jeho výpočtu je třeba znát součinitel momentu křídla při nulovém vztlaku  $c_{m0}$ , vzdálenost elastického středu  $x_{EO}$  a aerodynamického středu profilu  $x_{AS}$  a nulový součinitel vztlaku  $c_{L0}$ . Tento součinitel zhruba odpovídá součiniteli momentu křídla. Vypočten může být pomocí vztahu 4.12.

$$m_z = c_{m0} - (x_{AS} - x_{EO}) \cdot c_{L0} \quad (4.12)$$

$$m_z = -0,095$$

Dále již potřebujeme znát jen maximální rychlost modelu. Ta je  $23 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  (viz. výpočet 3.8). Kroutící moment počítáme k ocasním nosníkům modelu. Rameno kroutícího momentu  $l' = 1\,050 \text{ mm}$ . Největší kroutící moment vypočítáme ze vztahu 4.13.

$$M_{tz} := m_z \cdot l' \cdot c_{sat} \cdot c_{sat} \cdot \rho \cdot \frac{V_{max}^2}{2} \quad (4.13)$$

$$M_{tz} = -4.921 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Při výpočtu kroutícího momentu pro jednotlivé úseky (tabulka 4.3) si ze vzorce 4.13 určíme součin konstantních veličin  $A$ .

$$A := m_z \cdot \rho \cdot \frac{V_{max}^2}{2} \quad (4.14)$$

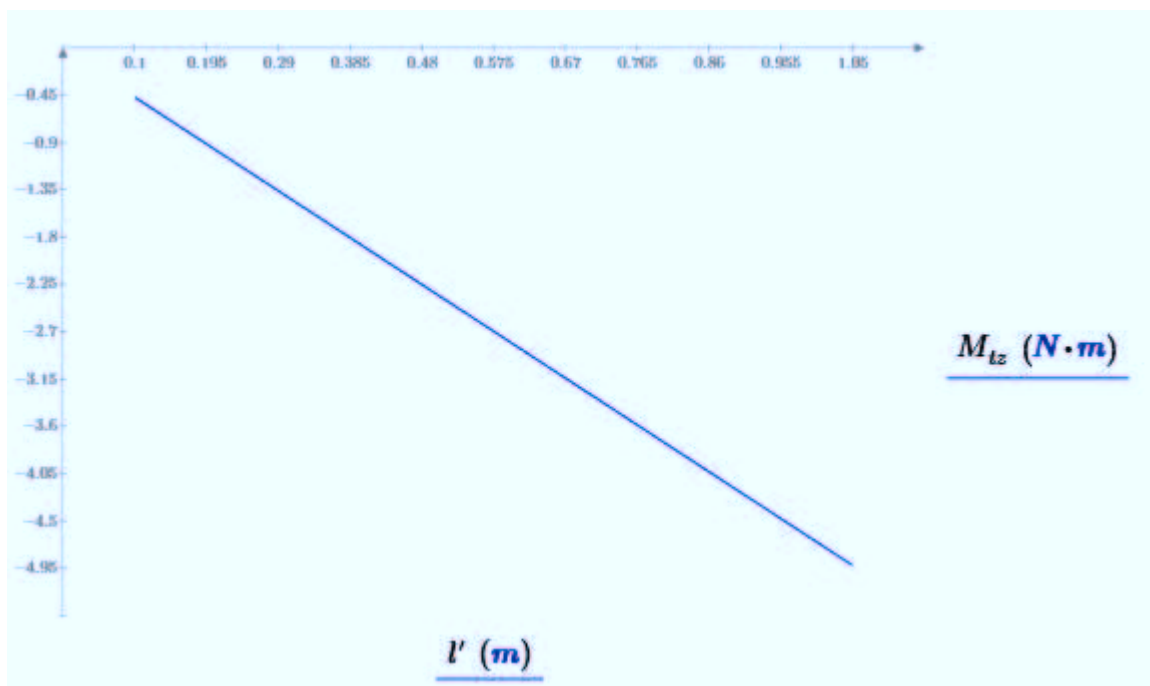
$$A = -30.656 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

Tabulka 4.3: Výpočet kroutícího momentu

Úsek	$l'$	$A$	$\Delta l$	$c_{sat}$	$\Delta S$	$\Delta S c_{sat}$	$\Delta M_{tz}$	$M_{tz}$
	(m)	$\left(\frac{\text{N}}{\text{m}^2}\right)$	(m)	(m)	( $\text{m}^2$ )	( $\text{m}^3$ )	( $\text{N} \cdot \text{m}$ )	( $\text{N} \cdot \text{m}$ )
1	0.1	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-0.4686719936
2	0.2	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-0.9373439872
3	0.3	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-1.406015981
4	0.4	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-1.874687974
5	0.5	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-2.343359968
6	0.6	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-2.812031962
7	0.7	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-3.280703955
8	0.8	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-3.749375949
9	0.9	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-4.218047942
10	1	-30.656	0.1	0.391	0.0391	0.0152881	-0.4686719936	-4.686719936
11	1.05	-30.656	0.05	0.391	0.01955	0.00764405	-0.2343359968	-4.921055933

Grafické znázornění průběhu momentu  $M_{tz}$  pak najdeme v grafu 4.2.





Graf 4.2: Průběh Momentu  $M_{Lz}$

#### 4.5 Zatížení v rovině křídla[7]

Zatížení v rovině křídla je způsobeno především nárazy modelu do překážky při vzletu nebo přistání. Ve výpočtu zatížení v rovině křídla zanedbáváme tečnou složku výsledné aerodynamické síly, vzhledem k tomu, že je poměrně malá.

Největší moment nárazové síly bude při srážce překážky s koncem křídla. Tak bude síla působit na největším rameni. Pro pevné uchycení křídla plastovými šrouby je určený násobek  $n_h = 1,5$ . Násobek na mezi pevnosti spoje  $n_{hb}$  poté je roven 2,25. Ohybový moment v rovině křídla se vypočítá podle vztahu 4.15. Tímto momentem je zatížen spoj křídlo – trupová gondola.

$$M_x := n_{hb} \cdot G \cdot \frac{l}{2} \quad (4.15)$$

$$M_x = 62.077 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Posouvající síla bude stále stejná. Nárazová síla je totiž silou osamělou. Největší nárazovou sílu můžeme určit ze vztahu 4.16.

$$Q_x := n_{hb} \cdot G \quad (4.16)$$

$$Q_x = 41.385 \text{ N}$$

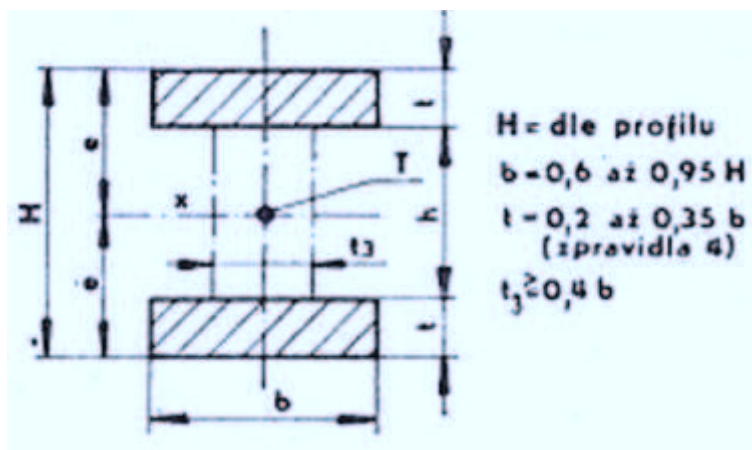


## 4.6 Pevnostní výpočet nosníků křídla na ohyb

Nosník je část křídla, která přenáší ohybové momenty a posouvající síly na křídlech vyvolávaných. Nosníky jsou složeny z pásnic a stojin. Pásnice přenášejí ohybový moment a stojina přenáší posouvající síly. Vzhledem k tomu, že materiál použitý na pásnice nosníku, jsou smrkové lišty, je průřez pásnice zatížen tlakem dvojnásobný oproti průřezu pásnice zatíženého tahem. Neutrální osa pásnice, kde je nosník nejméně zatížený, se nachází díky rozdílnému průřezu pásnic blíže k tlustší pásnici v těžišti nosníku. [9]

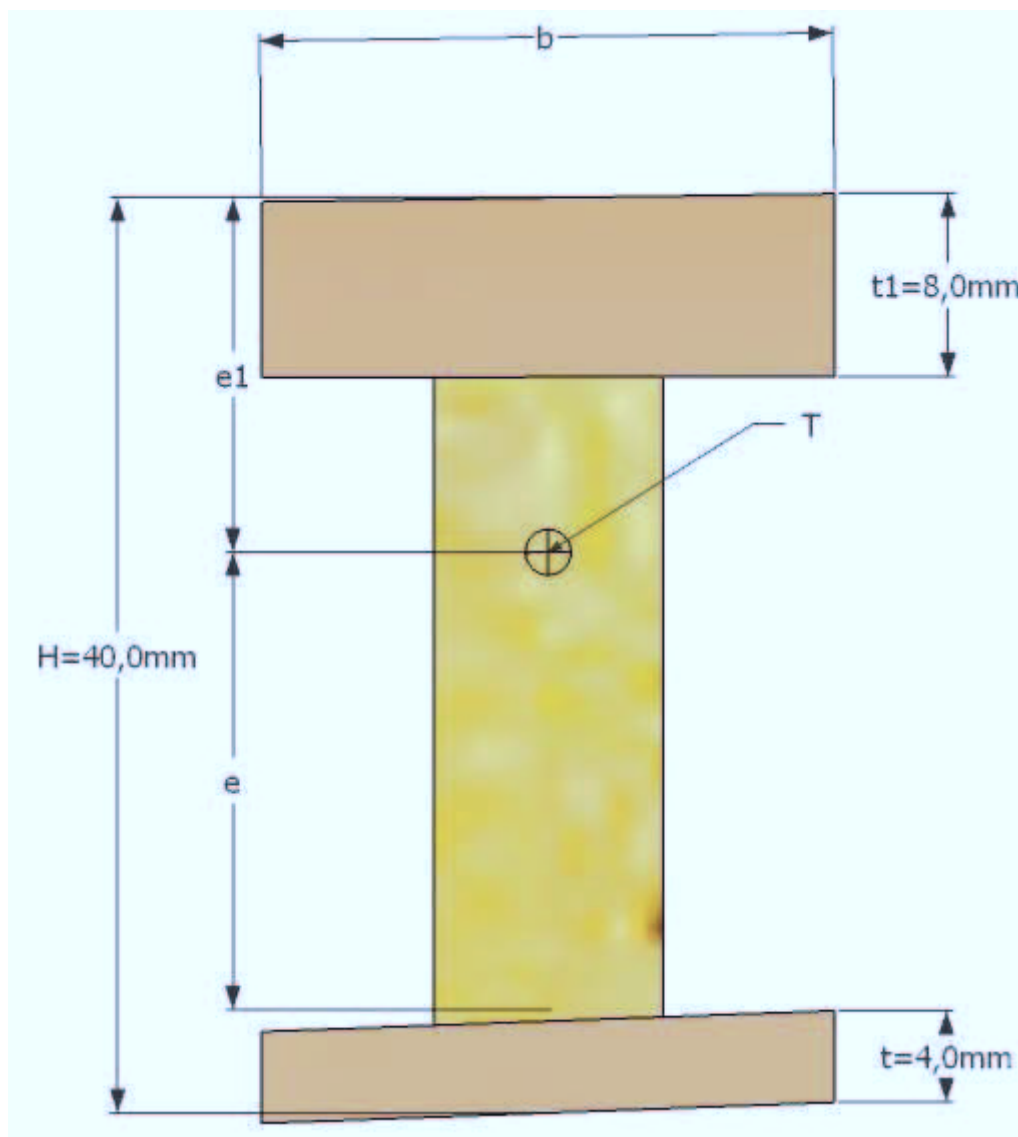
Při návrhu nosníku si nejdříve musíme uvědomit několik skutečností:

- Letoun není akrobatický.
- Horní pásnice nosníku má mít zhruba dvojnásobný průřez ve srovnání se spodním (vrstvený smrk).
- Při návrhu je potřeba stanovit jejich rozměry, stavební výška nosníku je dána tloušťkou profilu.
- Rozměr pásnic se řídí následujícími pravidly:
  - Při dimenzování jsme postupovali podle obrázku 4.5, který jsme převzali od pana B. Krajča. Ostatní výpočty jsou také převzaty od B. Krajča [11]
  - Pásnice nosníku jsou lepeny ze smrkových lišt o rozměrech 4x2 a 8x2 mm.



Obrázek 4.5: Rozměry nosníku dle B. Krajča [11]

Rozměry nosníku jsou poté znázorněny na obrázku 4.6.



Obrázek 4.6: Nosník

Polohu neutrální osy poté určíme podle vzorců 4.17 a 4.18. Podle obrázku 4.6 vidíme, kde jsou vzdálenosti  $e$  a  $e_1$  umístěné.

$$e := \frac{(t^2 + t_1 \cdot (2 \cdot H - t_1))}{2 \cdot (t + t_1)} \quad (4.17)$$

$$e = 24.667 \text{ mm}$$

$$e_1 := H - e \quad (4.18)$$

$$e_1 = 15.333 \text{ mm}$$

Pro výpočet napětí v pásnicích (vzorce 4.20 a 4.21) musíme nejdříve vypočítat moment setrvačnosti k ose x  $I_x$ . Tato fyzikální veličina vyjadřuje míru setrvačnosti tělesa při otáčivém pohybu. Výpočet vidíme ve vzorci 4.20.

$$I_x := \frac{b}{3} \cdot (e^3 - (e-t)^3 + e_1^3 - (e_1-t_1)^3) \quad (4.19)$$

$$I_x = (7.201 \cdot 10^{-8}) \text{ m}^4$$

$$\sigma_{horní} := - \left( M_{ostřední} \cdot \frac{e_1}{I_x} \right) \quad (4.20)$$

$$\sigma_{horní} = -65.155 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{dolní} := M_{ostřední} \cdot \frac{e}{I_x} \quad (4.21)$$

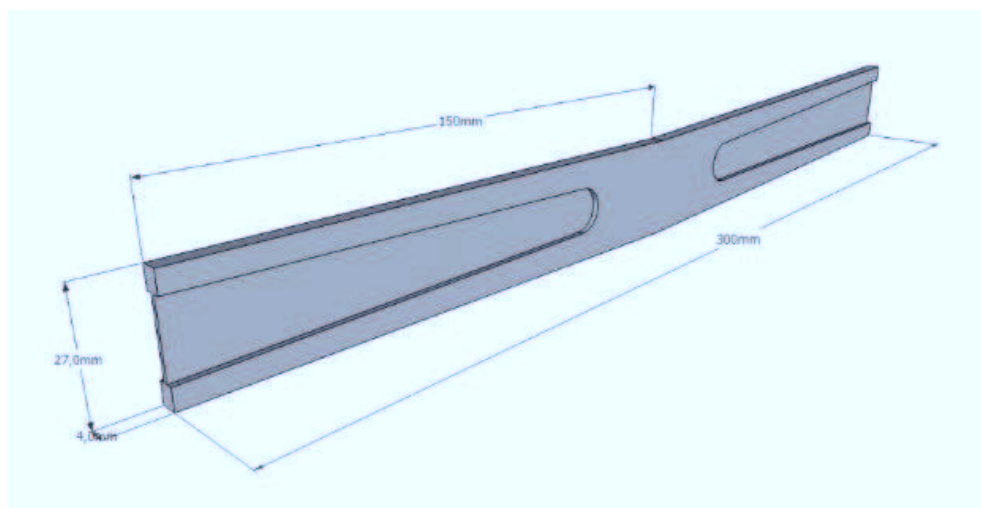
$$\sigma_{dolní} = 104.814 \text{ MPa}$$

Maximální zatížení tahem pro smrk je 95 MPa. Spodní pásnice byla proto zesílena jednou vrstvou skelné tkaniny 80 g·m<sup>-2</sup>.

Stejný výpočet provedeme i pro výpočet napětí, který bude vznikat na spoji křídla. Šířka nosníku ve spoji  $b_{spoj}$  je 14 mm. Ohybový moment ve spoji  $M_{ospoj}$  je 153,271 N·m. Moment setrvačnosti k ose x pro spoj křídla  $I_{xspoj}$  je vypočítán podle vzorce (4.19), a je rovný  $4,383 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$ . Napětí v pásnicích ve spoji křídla vypočítáme podle vzorců 4.20 a 4.21. Napětí na pásnici zatížené tlakem  $\sigma_{spojh}$  je -53,621 MPa a napětí na pásnici zatížené tahem  $\sigma_{spojd}$  je 86,259 MPa. Tato zatížení jsou menší, než je povolené maximální napětí smrkových pásnic. Navrhovaná pásnice proto vyhovuje a nemusí být zesilována.

#### 4.7 Pevnostní výpočet spojky křídla[7]

Závěs křídla jsme řešili jako duralovou spojku s obdélníkovým průřezem. Na obrázku 4.7 můžeme vidět rozměry spojky. Výška spojky  $h$  tedy je 27 mm, tloušťka  $b_{spojka}$  je 4 mm a délka  $H_{spojka}$  je 300 mm. Pevnost v ohybu duralové spojky  $\sigma_{AW2030}$  je rovna 340 MPa.



Obrázek 4.7: Rozměry spojky

Abychom zjistili moment, který je spojka schopna přenést, musíme nejdříve vypočítat modul průřezu spojky  $W_{spojka}$ . Modul průřezu v ohybu spočítáme, když kvadratický moment průřezu vydělíme vzdáleností těžiště průřezu od jeho krajního vlákna. Spojka obdélníkového průřezu bude klást na ohyb různý odpor v závislosti na orientaci průřezu vzhledem k rovině, ve které působí vnější zatížení. V našem případě bude ohyb působit na výšku spojky  $h$ . Pro výpočet tedy použijeme vzorec 4.22.

$$W_{spojka} := b_{spojka} \cdot \frac{h^2}{6} \quad (4.22)$$

$$W_{spojka} = (4.86 \cdot 10^{-7}) \text{ m}^3$$

Moment, který spojka musí být schopna přenést, je rovný 157 N·m. Je to napětí, které na spojce vznikne při maximální rychlosti letu. Moment spojky  $M_{spojka}$  spočítáme podle vzorce 4.23.

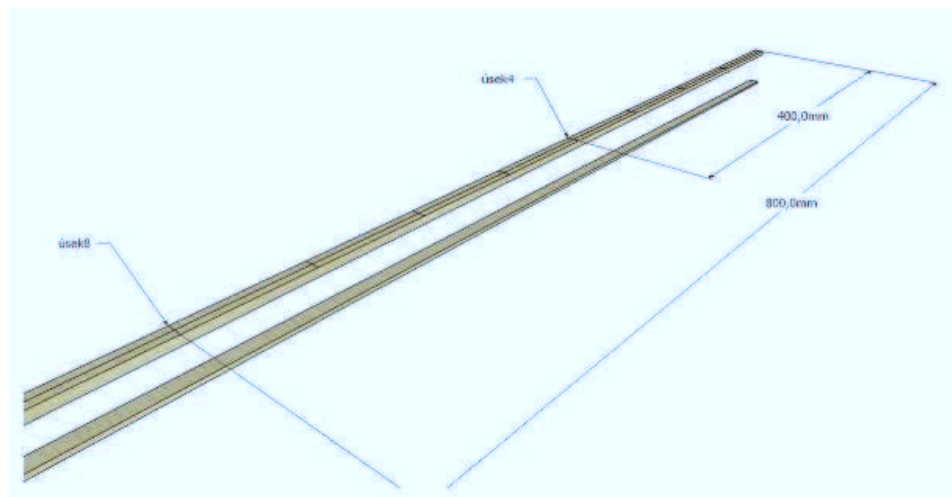
$$M_{spojka} := W_{spojka} \cdot \sigma_{AW2030} \quad (4.23)$$

$$M_{spojka} = 165.24 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Vidíme, že moment, který je spojka schopna přenést, je větší než moment, který na spojce vznikne. Spojka je tedy dimenzována správně.

#### 4.8 Kontrola nosníku[7]

Kontrolu budeme provádět na úsecích 4 a 8. V těchto místech budeme kontrolovat, jestli je nosník schopen přenést ohyb, který na něm bude vznikat při maximální rychlosti.



Obrázek 4.8: Kontrolované úseky na nosnících

Vzhledem k tomu, že nosník není po celé své délce rovnoměrný, mají průřezy rozdílné rozměry. Pro výpočty budeme používat stejné vzorce, jako v podkapitole 4.6.

V úseku 4 zůstane výška stále stejná a to 40 mm. Nosník se ale zužuje. Jeho tloušťka  $b_4$  bude 11,8 mm. Tloušťka pásnice zatěžované na tlak  $t_{14}$  bude 5,8 mm a tloušťka pásnice zatížené na tah  $t_4$  bude 2,9 mm. Polohu neutrální osy vypočítáme podle vztahů 4.17 a 4.18. Výsledné vzdálenosti  $e$  a  $e_I$  je 25,217 mm a 14,783 mm. Moment setrvačnosti spočítáme podle vzorce 4.20 a bude  $2,921 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$ . Protože moment, který má nosník v tomto místě přenést, je roven 25,5 N·m, bude největší napětí v horní pásnici -12,904 MPa a v dolní pásnici bude 22,012 MPa.

V úseku 8 bude výška také 40 mm. Tloušťka nosníku  $b_8$  se změní na 13,6 mm. Tloušťka horní pásnice  $t_{18}$  bude 7,6 mm a tloušťka dolní pásnice  $t_8$  bude 3,8 mm. Vzdálenost těžiště pak  $e_8$  a  $e_{I8}$  je 0,025 m a 0,015 m. Moment setrvačnosti k ose x potom bude  $4,109 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$ . Maximální napětí, které má na tomto úseku vznikat potom bude pro horní pásnici -34,026 MPa a pro dolní pásnici bude 55,321 MPa.

Napětí, která budou vznikat při maximální rychlosti na obou kontrolovaných úsecích, jsou menší, než je napětí, které daný materiál dokáže přenést. Pásnice jsou tedy dimenzovány správně.

#### 4.9 Kontrola křídla na krut[7]

Při kontrole křídla na krut budeme kontrolovat torzní skřín v jednotlivých úsecích po délce křídla. Plocha jednotlivých řezů  $S_{řez}$  4464,9 mm<sup>2</sup>, obvod  $o$  bude 302 mm a tloušťka potahu bude 2 mm. Modul pružnosti balzy ve smyku  $G_{balza}$ , z níž je potah

vyroben, je roven 80 MPa. Tato veličina nám popisuje poměr mezi smykovým napětím a jím způsobenými deformacemi. Smykové napětí ve skříní spočítáme podle vztahu 4.24. Toto napětí je pro balzu malé a je tím páde akceptovatelné.

$$\tau := \frac{M_{tz}}{2 \cdot S_{rez} \cdot t_{potah}} \quad (4.24)$$

$$\tau = \begin{bmatrix} -0.026 \\ -0.052 \\ -0.079 \\ -0.105 \\ -0.131 \\ -0.157 \\ -0.184 \\ -0.21 \\ -0.236 \\ -0.262 \\ -0.276 \end{bmatrix} \text{ MPa}$$

Úhel zkroucení křídla  $\varphi$  je úhel (vzorec 4.25), kterým se bude daný úsek kroutit při kroutícím momentu, který v tomto úseku vzniká. Moment tuhosti v kroucení křídla  $I$  vypočítáme podle vztahu 4.26. Je to moment, který musíme vynaložit na zkroucení křídla, abychom kořenové žebro vůči koncovému žebrou otočili o úhel zkroucení křídla  $\varphi$ .

$$\varphi := M_{tz} \cdot o \cdot \frac{l'}{4 \cdot G_{balza} \cdot S_{rez}^2 \cdot t_{potah}} \quad (4.25)$$

$$I := 4 \cdot S_{rez}^2 \cdot \frac{t_{potah}}{o} \quad (4.26)$$

$$I = (5.281 \cdot 10^{-7}) \text{ m}^4$$

Ted' již známe všechny potřebné informace k tomu, abychom zjistili, jak se bude křídlo kroutit v jednotlivých úsecích. Postup výpočtu a hodnoty úhlů zkroucení naleznete v tabulkách 4.4 a 4.5



Tabulka 4.4: Postup výpočtu úhlů zkroucení pro jednotlivé úseky

Úsek	$M_{tz}$ ( $N \cdot m$ )	$S_{rez}$ ( $m^2$ )	$S_{rez}^2$ ( $m^4$ )	$o$ ( $m$ )	$I$ ( $m^4$ )	$\Delta l$ ( $m$ )
1	-0.4686719936	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
2	-0.9373439872	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
3	-1.406015981	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
4	-1.874687974	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
5	-2.343359968	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
6	-2.812031962	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
7	-3.280703955	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
8	-3.749375949	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
9	-4.218047942	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
10	-4.686719936	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.1
11	-4.921055933	0.004	0.000016	0.302	$5.281 \cdot 10^{-7}$	0.05

Tabulka 4.5: Postup výpočtu a vypočtené hodnoty úhlů zkroucení křídla v jednotlivých úsecích

$M_{tz}\Delta l$ ( $N \cdot m^2$ )	$\Delta\varphi$ ( $rad$ )	$\varphi$ ( $rad$ )	$\varphi$ ( $^\circ$ )
-0.04686719936	-0.001109335338	-0.06683745411	-3.829786121
-0.09373439872	-0.002218670676	-0.06572811878	-3.766221206
-0.1406015981	-0.003328006014	-0.0635094481	-3.639091376
-0.1874687974	-0.004437341352	-0.06018144209	-3.448396632
-0.2343359968	-0.00554667669	-0.05574410073	-3.194136972
-0.2812031962	-0.006656012028	-0.05019742404	-2.876312398
-0.3280703955	-0.007765347366	-0.04354141202	-2.494922909
-0.3749375949	-0.008874682704	-0.03577606465	-2.049968504
-0.4218047942	-0.009984018042	-0.02690138195	-1.541449186
-0.4686719936	-0.01109335338	-0.0169173639	-0.9693649517
-0.2460527966	-0.005824010525	-0.005824010525	-0.3337158031

Maximální úhel zkroucení při maximální rychlosti letu by byl  $-3,8^\circ$ . Ve skutečnosti však bude menší, protože nebyly zohledněny další konstrukční prvky křídla, jako je potah křídel a nosník.

## 5 Náklady

Model byl společnou prací čtyř studentů VŠB – TUO. Z tohoto důvodu si v této kapitole sečteme pouze náklady související s výrobou dřevěné konstrukce. Do ceny nejsou zahrnuty výrobní stroje a nářadí, jako je CNC, fréza, štetce, žehlička, nože a další. Také do nákladů potřebných ke stavbě tohoto modelu nejsou započítány některé drobné náklady spojené s materiálem, který byl využit v malém množství. Tento materiál byl využit z vlastních zásob, čímž jejich cena nemůže být uvedena. Většina materiálu byla kupovaná v kamenných obchodech v Olomouci, Vyškově a Ostravě. Přes internet byly pořízeny pouze laminátové trubky, které byly využity jako ocasní nosníky.

*Tabulka 5.1: Součet cen použitého materiálu*

položka	cena
překližka topolová 3 mm	534,00 Kč
překližka letecká 3 mm	2 009,00 Kč
překližka letecká 0,8 mm	99,00 Kč
balza 2 mm	1 440,00 Kč
balza 6 mm	549,00 Kč
balza 8 mm	926,00 Kč
smrkové nosníky	302,00 Kč
duralový plech 4 mm	229,00 Kč
laminátové trubky 2 ks	1 669,00 Kč
potah Oracover	1 365,00 Kč
lepidlo Pattex express	111,56 Kč
lepidlo Epoxid	160,00 Kč
lepidlo Purex	98,00 Kč
prodlužovací kabel servomotorů 9ks	630,00 Kč
bowden náhonu	160,00 Kč
páky kormidel	42,00 Kč
3x podvozkové kolo 100 mm	300,00 Kč
nádrž 700 ml	199,00 Kč
laminát	139,00 Kč
drobná bižuterie	456,00 Kč
<b>CELKEM</b>	<b>11 417,56 Kč</b>



## 6 Zálet

Zálet byl proveden 6. března 2014 na ploše pro sportovní letecká zařízení v Stichovicích. Obloha byla zatažená a foukal vítr okolo  $5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ . Před letem bylo zkontrolováno nastavení vysílače, pevnost táhel řízení, nastavení vychylek křidélek a směrových kormidel, uchycení křídel a jejich zachycení čepy. Dále se před letem musel zkontrolovat dosah vysílače a chod motoru. Před letem byly provedeny krátké zkoušky pojíždění modelu. Na modelu nebyla zavěšena žádná zátěž a nebyl v něm umístěn ani systém automatického řízení modelu.

Model i při poměrně silném větru neměl problém s žádnou fází letu. Díky nízké váze a velkému rozpětí je model schopen letět v ustáleném vodorovném letu i za volnoběhu, motor má tedy velký přebytek výkonu. Díky tomu model nepotřebuje příliš dlouhou dráhu pro rozjezd (přibližně 10 m). Zvolené umístění nosných ploch a těžiště zaručuje velkou stabilitu modelu. Při pádové rychlosti model přepadá na pravé křídlo, zřejmě kvůli jeho mírnému zkroucení. Pro případnou stavbu dalších modelů této koncepce modelu by bylo vhodné navrhnout pro křídla rušiče vztlaku případně vztlakové klapky pro snadnější sestup z letové výšky a snadnější rozpočet pro přistání na omezených plochách.

S modelem byly provedeny další lety na ploše pro letecká sportovní zařízení v Haťi. I při těchto letech model prokázal své dobré letové vlastnosti.



*Obrázek 6.1: První zálet*

## 7 Závěr

Při letových zkouškách bylo zjištěno, že navrhnutá koncepce je vyhovující pro požadavky, které jsou na model kladeny. Při letu je model stabilní a nemá velké nároky na výkon. Tím není za potřebí dlouhé vzletové a přistávací dráhy. Tlačné uspořádání pohonné jednotky zajišťuje, že snímače umístěné v přední části trupu, nejsou ovlivněna spaliny motoru. Model je snadno ovladatelný. Měl by být využíván pouze na lety bez akrobatických obrátů. Další části modelu jsou rozebrány v bakalářských pracích Aleše Stuchlíka a Jana Bojka. Provozem a naměřenými hodnotami se zabývá práce Tomáše Zavackého.

V době vypracovávání této bakalářské práce byly s modelem uskutečněny tři lety. Při prvním letu se zkoušely pouze letové vlastnosti modelu. V dalších dvou již byly sledovány i naměřené hodnoty přístrojů a případné ovlivňování snímačů spaliny motoru. Těmito lety byla prokázána správnost návrhu koncepce modelu.

Budoucnost modelu závisí na dalších studentech Vysoké školy báňské – Technické univerzity Ostravy. Model je již plně funkční. Díky šroubovému spojení je možné navrhnout a připevnit ke křídům jiný trup s rozdílným prostorem pro užitečné zatížení. Také na dosavadním trupu mohou být provedeny změny v uspořádání snímačů, popřípadě instalování dalších snímačů jen s malými úpravami.

### 7.1 Zhodnocení cílů

V bakalářské práci se podařilo navrhnout model letadla za použití nejlevnějších programů, jako je SketchUp 2013, Profili 2 a PTC Mathcad Prime, které jsou volně a legálně stažitelné na internetu. SketchUp a Mathcad byli volně stažitelné, Profili 2 byl stažitelný za poplatek 15 €. Model je schopen unést i odhadované 2 kilogramy užitečné zátěže a držák autopilota se podařilo vyřešit tak, aby nebyl ovlivněn vibracemi. Vytrvalost modelu je delší, jak 30 minut.

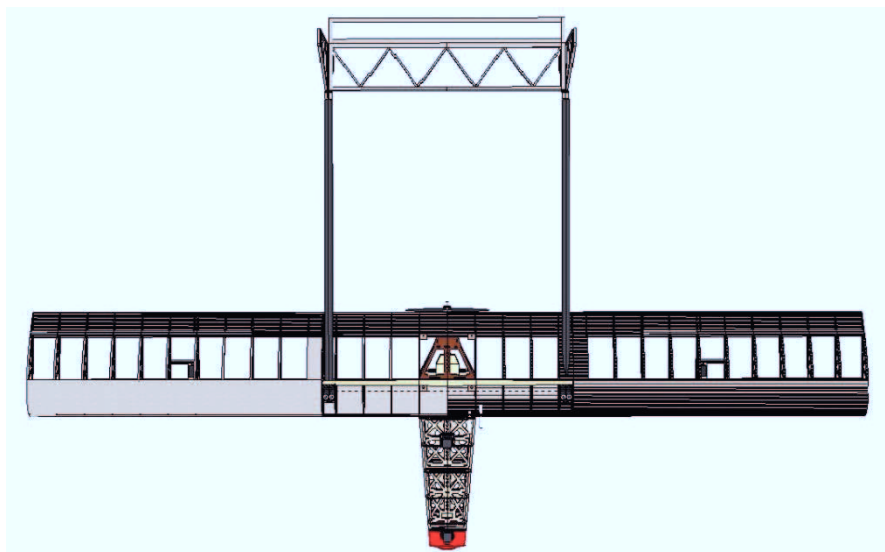
## 8 Seznam použité literatury

- [1] UCL. *Předpis L 2. Doplněk X* [online]. Praha: 30. května 2013[cit. 3. února 2014].  
Dostupný z <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>
- [2] VTÚL a PVO o.z. *Sojka III. Bezpilotní průzkumný komplet*. LOM s.p. Praha: 2004  
[cit. 3. února 2014]. Dostupné z  
[http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index\\_soubory/prispevky/kuzdas.pdf](http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index_soubory/prispevky/kuzdas.pdf)
- [3] Doc. Ing. Sekanina, Fr. *Aerodynamický výpočet letadla*. Praha: Č.A.T.  
Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky v Praze, 1944
- [4] Ing. Kamínek, J.. Určení polohy těžiště RC modelů. *Modelář*. 1978, č.5, str.12-13
- [5] Lněnička, J. *O modelech letadel 1. část*. Hradec Králové: Aeromodel, 2004
- [6] Doc. Ing. Nožička, J. CSc. Proč modely létají či nelétají? *RC modely*. 2001, č. 12, str.  
58 – 64. ISSN-1211-7331
- [7] Ing. Schindler, J. *Základy pevnosti létajících modelů a modelářský materiál*. Praha:  
Naše vojsko, 1955
- [8] Slavětínský, D. *O letadlech. Koncepce letadel. Půdorysný tvar  
křídla*. Aktualizováno 25. dubna 2010 ve 23:23:51 [cit. 25. března 2014]. Dostupné  
z [http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1\\_4.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_4.aspx)
- [9] Slavětínský, D. *O letadlech. Koncepce letadel. Konstrukce křídla*. Aktualizováno  
25. dubna 2010 ve 23:23:51 [cit. 16. dubna 2014]. Dostupné z  
<http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx>
- [10] Kdér, F. *Učebnice sportovního letce. Aerodynamika*. Momentové  
charakteristiky profilu a působíště vztlaku. Vydání 77. Další tvůrci: Ing. Carbol, V.  
Ing. Chyba, J. Ing. Lukáč, M. Ing. Malěř, Z. Ing. Novák, F. Ing. Tůma, J. RNDr.  
Kopáček, J. CSc. Kobar, M. Praha: Naše vojsko, 8. ledna 1980. Str. 78 - 80
- [11] Krajča, B. Jsou vaše křídla dost pevná? *Modelář*. 1979, č. 11, str. 10 - 11

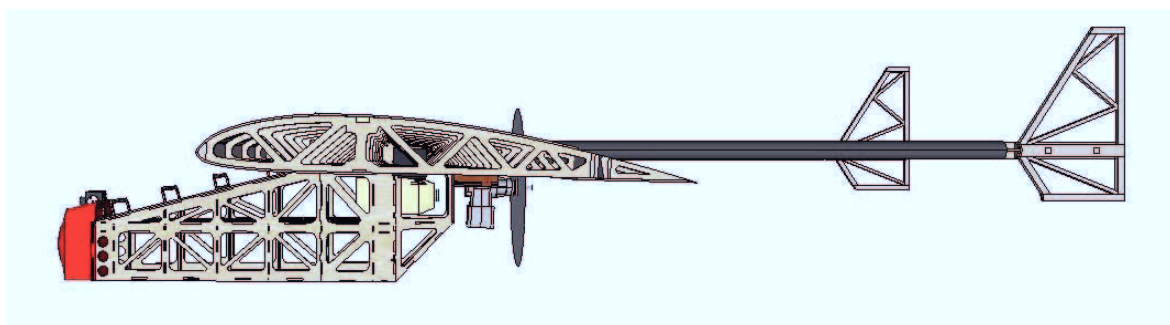
## 9 Seznam příloh

Příloha A – Grafický návrh modelu .....	61
Příloha B – Výroba křídla .....	62
Příloha C – Foto modelu .....	64
Příloha D – Aerodynamický výpočet modelu – vloženo na CD	
Příloha E – Statický výpočet modelu – vloženo na CD	

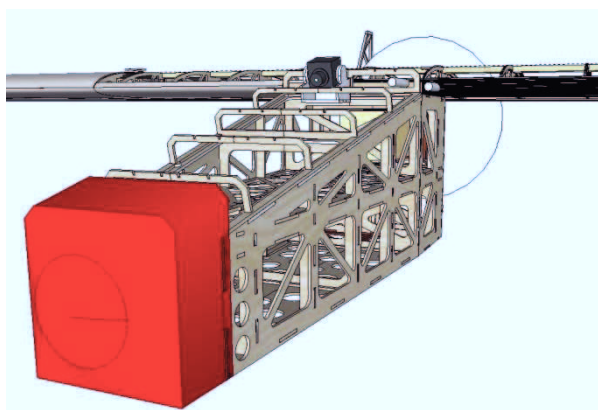
## Příloha A – Grafický návrh modelu



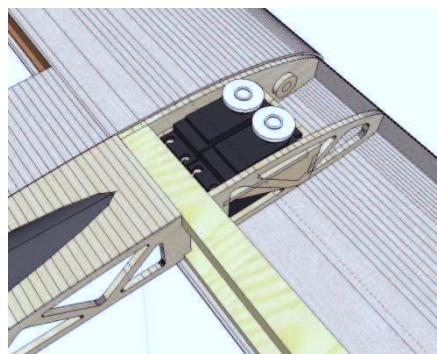
*Obrázek A1: Půdorys*



*Obrázek A2: Bokorys*



*Obrázek A3: Trup*



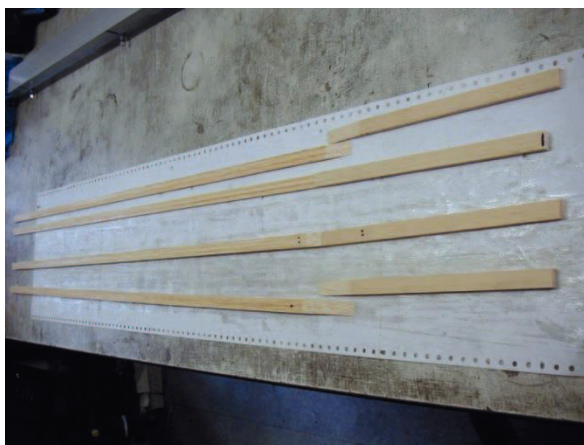
*Obrázek A4: Uložení servomotorů v křídle*



## Příloha B – Výroba křídla



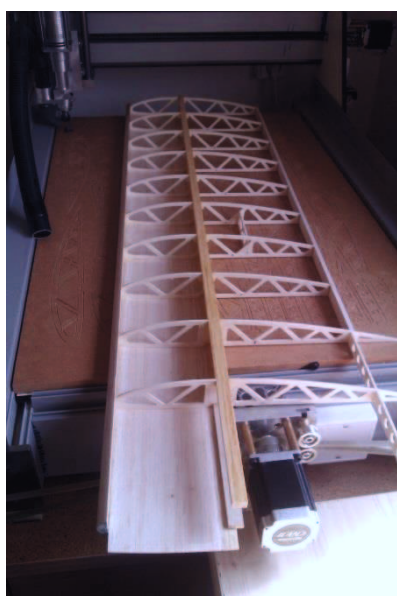
*Obrázek B1: Vyřezaná žebra*



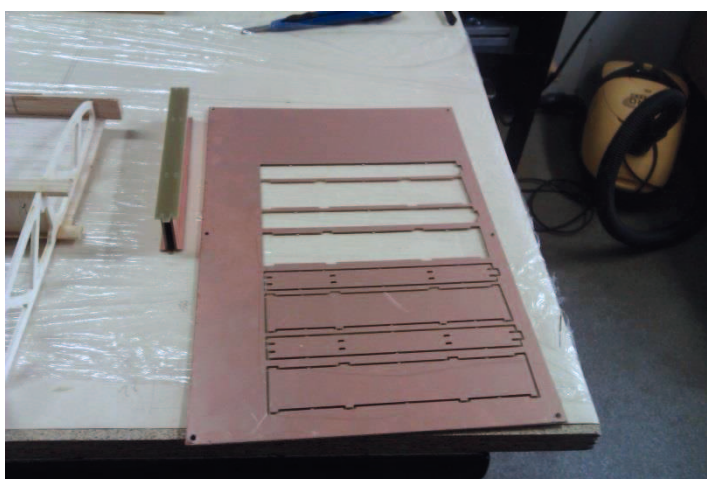
*Obrázek B2: Smrkové nosníky*



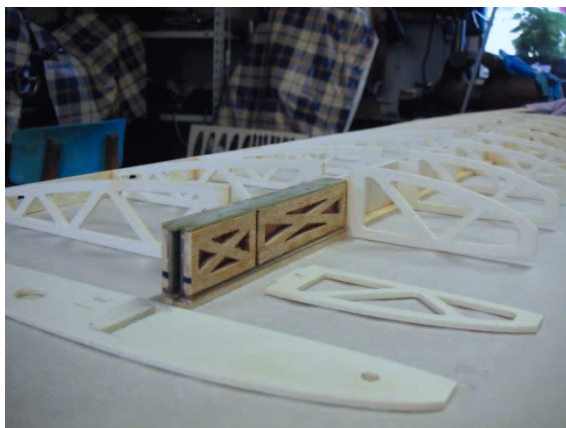
*Obrázek B3: Smrková žebra – detail*



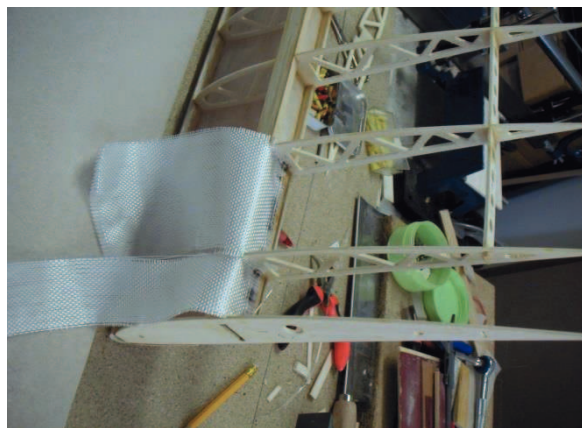
*Obrázek B4: Křídlo*



*Obrázek B5: Pouzdro pro spojku křídla*



*Obrázek B6: Připojení pouzdra spojky ke křídlu*



*Obrázek B7: Laminátování pouzdra*



*Obrázek B8: Připojení ocasních nosníků*



*Obrázek B9: Pant křídélka*



*Obrázek B10: Křídélko*



## Příloha C – Foto modelu



*Obrázek C1: První zálet*



*Obrázek C2: Let v Haři (foto Tomáš Zavacký)*



*Obrázek C3: Přiblížení na přistání (foto Tomáš Zavacký)*



*Obrázek C4: Model*